TECHNIKA LOTNICZA

KWARTALNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH

(KOŁO LOTNICZE SIMP)

TREŚĆ ZESZYTU

ROK V ZESZYT 3 (10) WRZESIEŃ 1950

WYDAWANY NAKŁADEM NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Okólnik NOT w sprawie obowiązkowej prenumeraty czasopism przez członków stowarzyszeń

uzupełniony pismem NOT Nr 7773/W/50 z dn. 12.IX.50 r.

Zarząd ZPIL podaje do wiadomości wszystkich członków okólnik NOT dotyczący prenumeraty czasopism technicznych.

Jednym z zasadniczych statutowych celów Stowarzyszeń technicznych jest podnoszenie kwalifikacji oraz formowanie światopoglądu stowarzyszonych. Między innymi środkami, zmierzającymi do tego celu, pierwsze miejsce przypisać należy czasopismom technicznym.

Opierając się na powyższych zasadach, Rada Główna NOT, na posiedzeniu w dn. *26* maja br., uchwaliła obowiązek prenumeraty czasopism technicznych dla wszystkich członków Stowarzyszeń. W uchwale przewidziany był obowiązek stałej składki prasowej w wysokości zł. *150.*— przy czym każdy z członków miał otrzymywać „Przegląd Techniczny" oraz do wyboru jedno z czasopism branżowych.

W międzyczasie zaszły zmiany w kierunku uporządkowania i znormalizowania nakładów, formatów objętości i cen czasopism technicznych.

W rezultacie powyższego, opierając się całkowicie na linii wytkniętej przez Radę Gł. NOT, po porozumieniu z odpowiednimi czynnikami społecznymi i PKPG oraz uzyskaniu możności dalszych ulg dla członków Stowarzyszeń — Naczelna Organizacja Techniczna podaje do wiadomości wszystkich Stowarzyszeń co następuje:

1. Każdy członek Stowarzyszenia obowiązany jest do prenumerowania jednego czasopisma branżowego wg. swego wyboru, korzystając z cen ulgowych zł. *50.*— względ. zł. *100.*— miesięcznie wg. zestawień. Prenumerata „Przeglądu Technicznego" nie jest obowiązkowa, lecz członkowie Stowarzyszeń, którzy interesują się ogólnymi zagadnieniami technicznymi oraz zagadnieniami koncepcyjnymi techniki, mają prawo do prenumerowania „Przeglądu Technicznego" na specjalnie ulgowych warunkach zł. *50.*— zamiast zł. *150.*—.

2. Zarządy Gł. obowiązane są do jaknajszybszego nadesłania do Działu Czasopism Technicznych *NOT* aktualnych adresów swych członków, którym rozesłane będą zeszyty okazowe „Przeglądu Technicznego".

(dokończenie na 3-ej stronie okładki)

СОДЕРЖАНИЕ

CONTENTS

TECHNIKA LOTNICZA

KWARTALNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

ROK V ZESZYT 3(10) WRZESIEŃ 1950 r.

W sprawie szkolenia kadr lotniczych

Śmiałe i ambitne założenia Planu Sześcioletniego stawiają przed Techniką Polską poważne problemy, które muszą być rozwiązane dla spełnienia tych programowych zadań. Jest rzeczą oczywistą, że wykonanie zamierzeń będzie mogło być przeprowadzone jedynie w tym przypadku, gdy zostanie rozwiązany problem kadr.

Na podstawie wypowiedzi czołowych kierowników naszego życia gospodarczego oraz przedstawicieli nauki i techniki można stwierdzić, że zagadnienie szkolenia nowych kadr pracowników jest postawione właściwie. Cytowane w tych oświadczeniach liczby potrzebnych w najbliższym okresie pracowników przemysłu są bardzo wielkie — jednak ze sposobu, z jakim już rozpoczęto na tym odcinku działalność, można mieć pewność, iż zadanie zostanie spełnione należycie.

Wymienić tu można następujące poczynania. Utworzenie Ministerstwa Nauki i Szkół Wyższych daje możność właściwego ujęcia zagadnienia szkolenia fachowców o wykształceniu akademickim. Zorganizowanie przez Naczelną Organizację Techniczną Wieczorowych Szkół Inżynierskich w szeregu miast umożliwia zdobycie tytułu inżyniera pracownikom technicznym nie posiadającym potwierdzonego cenzusu naukowego, a posiadającym znaczne doświadczenie uzyskane podczas wieloletniej pracy w zawodzie. Przekazanie spraw szkolnictwa zawodowego Centralnemu Urzędowi Szkolenia Zawodowego i scentralizowanie zagadnień szkolenia fachowców w jednej instytucji pozwala na prawidłowe wykorzystanie personelu nauczającego i instruktorskiego na średnim i licealnym poziomie nauczania oraz wprowadza bardziej prawidłowy i systematyczny sposób szkolenia. Państwowe Technicum Korespondencyjne, Szkoły Przysposobienia Przemysłowego, Instytuty Doskonalenia Rzemiosła oraz instytucje pokrewne spełniają wyznaczoną im w ogólnym planie rolę wypuszczając liczebnie znaczne rzesze pracowników technicznych.

Lotnictwo Polskie posiada określoną rolę do spełnienia w ramach planu sześcioletniego i w związku z tym podlega ogólnym założeniom odnośnie przygotowania się do wykonania zamierzonych zadań. Odpowiednio także do tych planów kształtuje się problem wyszkolenia pracowników lotnictwa.

Osiągnięcia, jakie już na tym polu dają się zaobserwować, wskazują, że założone zadania i związany z tym rozrost kadr będą zrealizowane.

Utworzenie Wydziałów Lotniczych (na miejsce dawnych Oddziałów) na Politechnice Wrocławskiej oraz w Szkole Inżynierskiej imienia Wawelberga i Rotwanda w Warszawie wraz z wykończeniem i rozbudową nowego gmachu, w którym znajdują się pomieszczenia tego Wydziału pozwala przypuszczać, że opuszczać te Szkoły będą poważne rzesze tak potrzebnych inżynierów lotniczych. Program tych studiów przewiduje szkolenie w szeregu zaniedbanych dotychczas a ważnych kierunkach, jak eksploatacja, osprzęt i t. p. Odbudowa i rozszerzenie pomieszczeń Instytutu Aerodynamicznego przy Politechnice Warszawskiej i zgromadzenie w nim wszystkich zakładów i katedr lotniczych umożliwia prowadzenie prac naukowo-badawczych przy jednoczesnym skoordynowaniu wysiłków nad stroną pedagogiczną prowadzenia wyszkolenia fachowców na najwyższym, akademickim stopniu nauczania. Radykalne posunięcie w postaci rozwiązania mało aktywnych oddziałów lotniczych na szeregu uczelni technicznych i skoncentrowanie tej specjalności na paru tylko uczelniach — wbrew pozorom — stwarza solidne podstawy dla właściwego wykorzystania sił nauczających oraz funduszów. Owocna działalność liceum lotniczego w Warszawie, szkół fabrycznych przy poszczególnych Zakładach WSK oraz P. L. L. „Lot“ już obecnie daje przemysłowi, instytucjom naukowym i użytkownikom pracowników odpowiednio przygotowanych do pracy w lotnictwie. Do zagadnień tych niestety nie wszyscy ustosunkowują się odpowiednio. Musimy zapomnieć o dawnym biurokratycznym wykonywaniu zarządzeń i do kwestji wyszkolenia nowych kadr rekrutujących się z klasy robotniczej i z pomiędzy małorolnych chłopów musimy zabrać się z prawdziwie rewolucyjną energią, godną ludzi, których najważniejszym celem życia jest budowa podstaw socjalizmu. Dokąd warunek ten nie będzie spełniony, nie będziemy pewni wykonania żadnych zamierzeń i dlatego walka o nowe robotniczo-chłopskie kadry winna być jednym z głównych zadań każdego pracownika lotnictwa, któremu drogi jest rozwój naszej Ludowej Ojczyzny. Nie można przy tym pominąć także pozytywnych wyników i wkładu energii Ligi Lotniczej, która przez organizowanie kursów ogólnolotniczych oraz specjalnych stwarza podatne podłoże dla wszystkich ludzi garnących się do pracy w lotnictwie.

Poza systematycznym nauczaniem w ramach szkół akademickich, średnich, rzemieślniczych itp. wielki wkład do ogólnej akcji szkolenia dają: prasa lotnicza na którą składają się czasopisma „Wojskowy Przegląd Lotniczy“, „Technika Lotnicza“, „Skrzydlata Polska“ oraz „Skrzydła i Motor“, — a poza tym liczne odczyty i kursy techniczne, jak np. stałe odczyty organizowane przez ZPIL w Warszawie, kursy i odczyty przy fabrykach WSK i innych ośrodkach pracy lotniczej.

Niestety jeszcze nie wszystkie placówki lotnicze doceniają ważność szkolenia pracowników na kursach zakładowych. Jest to najradykalniejszy i najszybszy sposób zaradzenia złemu i nie można w żadnym wypadku uspra-

wiedliwić bierności w tym kierunku brakiem czasu, środków czy ludzi. Trzeba przede wszystkim chcieć, a wtedy wszystko staje się możliwe do wykonania.

Pragniemy również wspomnieć o ogromnym trudzie podjętym przy szkoleniu technicznego narybku lotniczego przez Odrodzone Wojskowe Lotnictwo Polskie, które wykonując normalne swe zadanie — przygotowanie Sił Obronnych Kraju — przygotowuje również znaczne ilości specjalistów z różnych gałęzi techniki lotniczej. Oni to jako rezerwiści zasilają przemysł lotniczy, stanowiąc dlań znakomity zastrzyk odmładzający.

Na podstawie omówionych osiągnięć i faktów możemy z dużym zadowoleniem podkreślić, iż prace technicznego szkolenia w lotnictwie na ogół idą właściwym torem, przy czym z uznaniem trzeba tu wspomnieć o dużej ofiarności i ogromnym zapale wszystkich współpracowników tego olbrzymiego dzieła.

×

Krocząc we wspólnym szeregu z całą rzeszą wszystkich współtwórców dzieła szkolenia nowych kadr technicznych lotnictwa i świadomie ponosząc współodpowiedzialność za właściwe rozwiązanie tego problemu — chcielibyśmy jednak poruszyć kilka związanych z tym spraw tak, aby Czytelnikom naszym stanął w całej pełni obraz zagadnień, jakie wymagają prawidłowego, gruntownego, a ponadto szybkiego rozwiązania.

Na pierwszym planie postawić trzeba problem wielkiego braku fachowych książek z dziedziny techniki lotniczej. Rozwiązanie problemu tego jest możliwe w dwojaki sposób, bądź przez samodzielne opracowanie podręczników i książek z odpowiednich, starannie wybranych dziedzin nauki i techniki lotniczej, bądź przez masowe dokonywanie tłumaczeń z celniejszych prac autorów obcych. Rozwiązanie pierwsze byłoby ze wszech miar korzystniejsze, ponieważ dawałoby opracowania wyrosłe na rodzimym gruncie, oparte na własnych doświadczeniach, a także przystosowane do naszej psychiki. Niestety — dotychczas nie udało się przełamać wrodzonego technikom polskim „piórowstrętu" i dorobek własny jest minimalny. Drugą przyczyną braku autorów w kraju jest dający się wszędzie odczuwać brak ludzi, tak że nieliczni technicy mający pewien dorobek pisarski, wykonując niejednokrotnie kilka prac są przeciążeni i zarówno do poważnej twórczej, jak i popularyzatorskiej akcji publicystycznej nie mogą przystąpić. Rozwiązanie drugie — dokonywanie tłumaczeń — jest wprawdzie rozwiązaniem połowicznym, ale w naszych obecnych warunkach i przy obecnych potrzebach — szybkiego przeszkolenia kadr dla potrzeb rozbudowującego się lotnictwa — jest właściwie jedynym życiowym rozwiązaniem. Jest ono też doskonałą szkołą dla początkujących autorów. Możliwość wykorzystania osiągnięć Związku Radzieckiego udostępnionych w publikacjach i książkach, jakie coraz szerzej rozchodzą się w kraju pozwoli na najwłaściwsze i najszybsze rozwiązanie tego palącego problemu. Szereg poważnych radzieckich książek naukowych, jak i publikacji na poziomie warsztatowym z różnych dziedzin techniki lotniczej — powinien być jak najszybciej przetłumaczony i odpowiednie fundusze muszą się na to znaleźć. W związku z tym wyłania się potrzeba właściwego przygotowania tłumaczeń, odpowiedniego doboru tłumaczy, spełniających zasadniczy warunek znajomości technicznej przedmiotu oraz gruntownej umiejętności obydwu języków. Sprawę tę należy traktować bardzo poważnie, ponieważ często ma się do czynienia z pracami całkowicie nieprzydatnymi do korzystania wyłącznie z winy tłumacza, zwłaszcza, że do pisania i tłumaczenia artykułów biorą się niekiedy ludzie mający bardzo mętne pojęcie o omawianym tekście. Drukowanie takich prac jest marnowaniem pieniędzy i papieru i psuje dobre imię, jakim cieszy się nasze piśmiennictwo lotnicze.

Drugim zagadnieniem, które może nastręczyć trudności jest sprawa zakresu dokonywanych prac tłumaczeniowych. Przemysł lotniczy wymaga tak szerokiego wachlarza specjalności, że sięga daleko poza granice techniki ściśle lotniczej. Tutaj niezbędne staje się pośrednictwo Referatu Tłumaczeń NOT, który może szereg prac pomocnych w lotnictwie zlecać do wykonania specjalistom z poszczególnych grup branżowych.

Dalszym problemem, który łączy się z zagadnieniem szkolenia jest sprawa właściwie potraktowanej dokumentacji oraz bibliografii, która odpowiednio przygotowana i podana do użytkowania może w znacznej mierze ułatwić samodzielne przeszkalanie i dokształcanie się poszczególnych fachowców. Sprawa ta wkracza już w fazę realizacji w wykonaniu Głównego Instytutu Lotnictwa.

Wreszcie wymienić tu trzeba zagadnienia pomocy przy doszkalaniu ogólnym i fachowym dla szerokiej rzeszy racjonalizatorów, wymagających pieczołowitej opieki, rady i opieki dzięki czemu mogą oni być bardziej stronnie wykorzystani.

Naszkicowane powyżej problemy nie rozwiązują całości zagadnień, jakie występują przy sprawie szkolenia kadr w lotnictwie — mają być jedynie wyrazem troski o to zespołu redakcyjnego „Techniki Lotniczej" i przyczynkiem do wspólnie prowadzonego dzieła, któremu przyświeca jasny cel: Rozwój Lotnictwa Polski Ludowej.

Poważnym mankamentem jeszcze nie mającym odpowiedniego naświetlenia jest kwestia programu studiów, który dotychczas nie został ustalony. Program ten powinien być ułożony specjalnie wnikliwie, celem umożliwienia należytego rozwoju lotnictwa nietylko w najbliższej, ale również i w dalszej przyszłości.

Mgr. Inż. Wł. Jarominek
Główny Instytut Lotnictwa

Automatyczne sterowanie samolotów

Artykuł niniejszy potraktowany jest jako wprowadzenie w mało u nas znaną dziedzinę automatycznego sterowania. Obejmuje on w pierwszej części, którą poniżej drukujemy: krótki zarys rozwoju urządzeń automatycznego sterowania, podział pilota automatycznego na zasadnicze zespoły i omówienie zasad sterowania ze szczególnym uwzględnieniem wpływu pilota automatycznego.

Drugą część, zawierającą opis zjawiska momentu żyroskopowego, zastosowania żyroskopów w pilotach automatycznych i opisy konstrukcyjne umieścimy w jednym z następnych zeszytów naszego pisma.

1. ROZWÓJ URZĄDZEŃ AUTOMATYCZNEGO STEROWANIA:

Rozwój urządzeń automatycznego sterowania postępował niemal równolegle z rozwojem konstrukcji samolotów. Myśl stosowania tych urządzeń wynikała z chęci odciążenia człowieka i udzielenia mu pomocy w czynnościach pilotowania. Wkrótce zaczęto coraz wszechstronniej rozważać zagadnienie całkowitego zastąpienia człowieka.

Początkowy okres rozwoju, mniej więcej do końca pierwszej wojny światowej, mający na celu właśnie odciążenie człowieka, natrafiał na duże trudności spowodowane przede wszystkim wadami aerodynamicznymi ówczesnych samolotów. W tym czasie skonstruowano szereg stabilizatorów poprzecznych i podłużnych, którym postawiono zadanie ustatecznienia płatowców. Były to różne wersje wykorzystania wahadła. *Winetti* np. przy pomocy wahadła powodował odpowiednie wychylenia lotek *(1910—12 r.)*; *Duchowiecki* stosował je do uzyskania stateczności podłużnej *(1911 r.)*, a *Olchowski* skonstruował stabilizator poprzeczno-podłużny sterowany wahadłem o dwóch stopniach swobody, w którym umieszczono zarazem siedzenie pilota *(1911 r.)*. *Etevè (1910 r.)* i *Benoit (1911 r.)* próbowali wykorzystać w tym samym celu układy chorągiewkowe (wiatrowskazy), chociaż bez większego powodzenia. *Marmonier (1911 r.)* zastosował żyroskop w celu uzyskania większej stateczności wahadła w położeniu pionowym. Myśl tę rozwinął *Żukowski* w moskiewskim uniwersytecie wykonując przyrząd łączący w sobie żyroskop i chorągiewkę. *Paul Renard (1910 r.)* buduje stabilizatory, w których elektryczne serwomechanizmy są uruchamiane za pośrednictwem swobodnych żyroskopów. W latach *1909—1913* wypuszcza pierwsze swoje modele *Sperry.* Ta krótka wzmianka nie obejmuje oczywiście wszystkich konstruktorów poświęcających w tym czasie uwagę zagadnieniu automatycznego sterowania.

Pierwsza Wojna Światowa jest tym czynnikiem, który w zdecydowany sposób przyczynia się do dalszego rozwoju lotnictwa. Poprawiają się wyczyny samolotów, zwiększają wymagania; szereg dziedzin, w tym stateczność samolotu, zyskuje pełniejsze opracowanie. Wraz z rozwojem lotnictwa komunikacyjnego i wojskowego powstaje konieczność powiększenia bezpieczeństwa, uniezależnienia się od warunków lotu i stworzenia możliwości dokonywania dalekich docelowych przelotów.

Prace nad urządzeniami automatycznego sterowania wchodzą w okres poszukiwania właściwych kierunków rozwojowych. Powstają więc koncepcje zabezpieczenia się przed wadami stateczności, niewyszkoleniem obsługi i wynikającymi stąd niebezpiecznymi sytuacjami w powietrzu. Rozpatruje się sprawę ograniczenia przyśpieszeń samolotu, utrzymania stałego kursu, zwiększenia pewności i precyzji zwłaszcza w warunkach lotu bez widoczności lub w burzliwym powietrzu.

W związku z bezpieczeństwem lotu poświęca się wiele uwagi aerodynamicznym wykrywaczom błędu; wymagania nawigacyjne przyczyniają się do rozwoju żyroskopów o trzech stopniach swobody, busol magnetycznych, żyroskopów tłumiących itp.

Wyrazem tych dążeń są różne konstrukcje tego okresu. Wystarczy wymienić kilka najważniejszych np.: piloty typu *Sperry (U.S.A.)*, *Gianoli (Fr.)*, *Secat (Fr.)*, *Smith (Anglia)*, *Bojkow (Niemcy)*, *Siemens (Niemcy)*, *Alcan (Francja)*, *ABP 1÷12 (ZSRR)*, *AP-42 (ZSRR)* itd.

Przeważnie są to konstrukcje żyroskopowe, przy czym zaznacza się podział na automaty, w których zasadniczą rolę odgrywa żyroskop swobodny, charakteryzowany prędkością błędu precesji, oraz automaty ze skrętomierzami, które przeważają większą prostotą budowy, większą pewnością działania i mniejszą wrażliwością na ewolucje samolotu, zwłaszcza na przechylenie przekraczające 50^0.

W poszukiwaniu sposobów zmniejszenia ciężaru i wprowadzenia uproszczeń, nawet kosztem pewnych zalet, opracowano t. zw. stabilizatory kursu, które znajdują szerokie zastosowanie.

Najważniejsze wymagania stawiane pilotom automatycznym tego okresu możnaby streścić w następujących punktach:

a. prostota obsługi, wyrażająca się minimalną ilością elementów sterujących,
b. możliwość łatwego przerzucenia się na sterowanie ręczne przez zastosowanie odpowiednich odprzęgników bezpieczeństwa,
c. dobre zalety nawigacyjne, polegające na precyzyjnym utrzymywaniu w ciągu dostatecznie długiego okresu czasu określonych stanów lotu np. kierunku, wysokości i prędkości;
d. zdolność do automatycznego wykonania niektórych prostych ewolucji, przede wszystkim skrętów czyli zmian kursu oraz zmian wysokości.

W wyniku ciągłych udoskonaleń konstrukcyjnych udaje się spełnić te wymagania, co oczywiście przyczynia się do wzrostu znaczenia pilota automatycznego, który wkracza w drugi etap rozwoju stając się automatem sterującym, stanowiącym cenne wyposażenie samolotu tego okresu. Do wykonania nowych zadań przyczynia się wprowadzenie układów zwrotnej regulacji, zastosowanie odbiorników i nadajników radiowych, specjalnych przekaźników itp. Powstają układy wielokrotnych, skomplikowanych systemów serwomechanizmów pneumatycznych, pneumatyczno-hydraulicznych, elektro-hydraulicznych, elektrycznych i elektronicznych. W przededniu II Wojny Światowej pilot automatyczny:

a. dzięki precyzji pilotowania zapewnia swobodę dokonywania pomiarów w locie,
b. ułatwia wykonywanie zdjęć lotniczych,
c. umożliwia dokładniejszy pomiar azymutu, ważny przy naprowadzaniu samolotu na cel,
d. pozwala na dokładniejsze celowanie przy bombardowaniu,
e. eliminuje trudności porozumiewania się bombardiera z pilotem przy skierowywaniu samolotu na cel,
f. zmniejsza odchylenia wypadkowe samolotu w chwili zrzutu itp.

Druga Wojna Światowa zapoczątkowuje pewnego rodzaju przewrót w niektórych dziedzinach techniki; przyczynia się do tego rozwój silników odrzutowych i rakiet, zastosowanie radaru oraz wyzwolenie energii jądrowej.

Prowadzi to w konsekwencji do wielkiego wzrostu prędkości poziomej oraz prędkości wznoszenia, do zmiany metod walki i obrony; otwiera perspektywy badania wyższych warstw atmosfery itd. Ze względu na znaczne opóźnienie reakcji człowieka i przeciążenie wielu specjalnymi czynnościami automatyczne sterowanie staje się koniecznością, toteż wchodzi ono w trzeci okres, okres sterowania całego toru lotu. Prace w tym kierunku znajdują się w stadium początkowym wykazując szerokie możliwości rozwojowe, o których chociaż w części mogą świadczyć przykłady następujących zastosowań:

a. samoloty bardzo szybkie, w których załoga ma specjalne zadanie do wykonania,
b. samoloty bezpilotowe, w których wszystkie czynności od startu do lądowania muszą odbywać się automatycznie,
c. pociski sterowane przelatujące po torze, którego parametry nawigacyjne są ustalone na ziemi i nie ulegają zmianie w powietrzu. Tutaj należy wymienić *V-1* i *V-2*,
d. pociski kierowane, tor lotu których może być zmieniany albo przy pomocy sygnałów wysyłanych z ziemi lub z samolotu, albo zupełnie automatycznie za pośrednictwem specjalnych urządzeń. Do typu pierwszych należały: np. niemiecka bomba ślizgowa *Henschel Hs 293* z silnikiem rakietowym, kierowana na cel z samolotu za pośrednictwem radia i askaniowskiego automatu kursu, *Hs 294* do zwalczania okrętów, pocisk rakietowy typu *Henschel Hs 117* sterowany przy pomocy radaru, samoloty roboty i inne. W przypadku drugim pociski są automatycznie naprowadzane na cel za pomocą specjalnych wykrywaczy telewizyjnych, radarowych itp. — wybuch ich następuje we właściwym momencie pod wpływem impulsu kontrolera odległości.
e. rakiety dalekiego zasięgu do badania wyższych warstw atmosfery,
f. szybkie kuriery lotnicze.

Ogólnie w udoskonaleniach urządzeń automatycznego sterowania zmierza się do zapewnienia startu, wznoszenia i lądowania w optymalnych warunkach, do przeprowadzania lotu przy optymalnej prędkości, niezależnie od kursu. Muszą one umożliwiać doprowadzenie samolotu do dowolnego miejsca przeznaczenia z zachowaniem zdolności lądowania na lotniskach z normalnym ruchem pasażerskim. W zastosowaniach specjalnych kompletny pilot automatyczny winien zachować zdolność sterowania zarówno przy pionowym jak i poziomym położeniu osi, winien wykonywać i odpowiednio kompensować zmiany kierunku i siły wiatru, zmiany temperatury, gęstości powietrza itd.

Technicznie sprowadza się to do problemu kontroli dużej ilości niezależnych parametrów, co pociąga za sobą konieczność stworzenia bardzo złożonego układu, o którym jeden z przedstawicieli tej dziedziny *J. C. Owen* mówi, że problem powyższy jest jednym z najbardziej skomplikowanych i trudnych stojących przed człowiekiem problemów, których rozwiązanie wymagać będzie jeszcze dużego wysiłku i czasu.

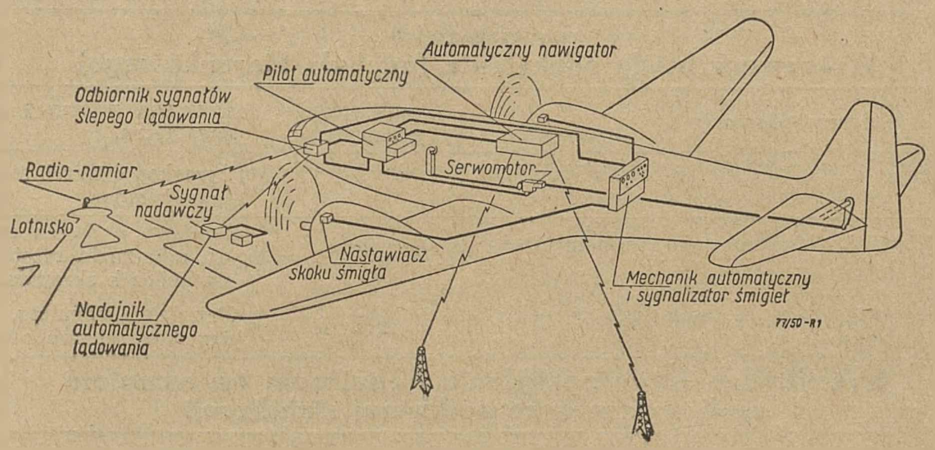
John R. Moore widzi przyszłe kierunki rozwojowe:

A) w rozwoju i zastosowaniu maszyn kalkulacyjnych służących do laboratoryjnego studiowania wielokrotnych, skomplikowanych serwosystemów o dużej ilości parametrów, których analiza matematyczna jest bardzo trudna. Ułatwią one dobór danych konstrukcyjnych zapewniających wymaganą charakterystykę,

B) w rozwoju techniki dla syntezy wielokrotnych systemów, co w przypadku precyzyjnego sterowania sprowadzi się do opracowania optymalnego regulatora - mieszacza impulsów wejściowych, dającego impuls wyjściowy nie naruszający określonych charakterystyk lotu,

C) w rozwoju techniki zmniejszania zaburzeń i zakłóceń, polegającym na wyraźnym oddzieleniu i wyeliminowaniu sygnałów zaburzających od sygnału prawdziwego. Obecnie stosowanym kryterium rozpoznania jest różnica częstotliwości. W praktycznym zastosowaniu metoda ta utrudnia zastosowanie charakterystycznego kryterium absolutnej wielkości sygnału prawdziwego i zaburzającego,

D) w kombinacjach systemów o obwodach otwartych i zamkniętych, przy czym w obwodach otwartych prawidłowy sygnał wyjścia otrzymuje się z sygnału wejścia bezpośrednio, bez potrzeby stosowania zasilania zwrotnego.



Rys. 1.

E) w zastosowaniu systemów o członowych otwartych obwodach, zabezpieczających przed wadą układów o otwartych obwodach, polegającą na zdolności do akumulowania odchyłów. Będzie to możliwe w wyniku dalszego rozwoju komputorów członowych.

Z dokonanego krótkiego szkicu rozwojowego wynika ogromny wzrost znaczenia urządzeń automatycznego sterowania, które stały się już koniecznością współczesnych maszyn, a będą *wg Moore'a* najważniejszym czynnikiem w nadchodzącej dobie lotnictwa.

2. ZASADNICZE ZESPOŁY PILOTA AUTOMATYCZNEGO

Pilot prowadząc samolot ma możność wpływać na jego położenie i zachowanie się w przestrzeni

a. zmieniając parametr czynnej mocy silników,

b. wychylając odpowiednio stery wysokości i kierunku oraz lotki.

W przypadku a. wywołujemy wznoszenie się lub opadanie samolotu, w przypadku b. obrót dookoła pewnej osi. Wynika z tego, że układ mechanizmów przeznaczonych do samodzielnego prowadzenia samolotu winien się składać z czterech oddzielnych zespołów, a mianowicie:

a. urządzenia przystosowanego do zmiany mocy silników,

b. układów sterujących wychylenie lotek oraz sterów kierunku i wysokości.

W typowych pilotach automatycznych odpowiadających drugiemu okresowi rozwoju pomija się zazwyczaj urządzenie zmiany mocy i ogranicza do układów wymienionych w p-kcie b. Zaznaczyła się tutaj jednak tendencja wprowadzania dalszych uproszczeń polegająca na tym, że w samolotach lżejszych wykorzystuje się ich stateczność poprzeczną i podłużną, a dla zapewnienia stateczności kierunkowej wbudowuje się specjalny układ zwany „automatem albo stabilizatorem kursu".

W ogólnym zarysie schemat ideowy poszczególnych układów jest podobny. Można w nich wyróżnić następujące typowe grupy *(rys. 2)*:

a. wykrywacz błędu — jako grupa zasadnicza,

b. kontroler wykrywacza błędu,

c. nadajnik sygnału przyjmowanego z zewnątrz,

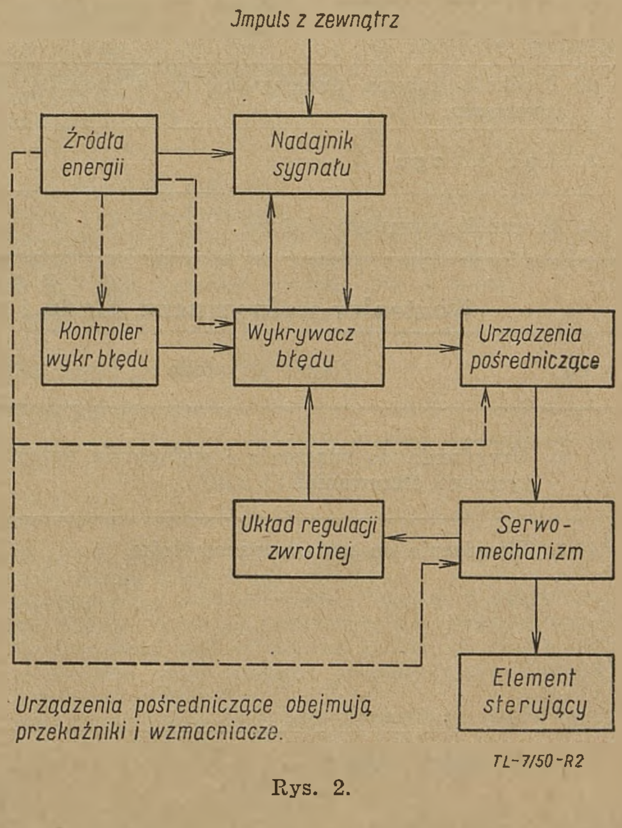
d. urządzenia pośredniczące: tu należą przekaźniki, wzmacniacze i urządzenia sumujące nazwane wyżej mieszaczami impulsów,

e. serwomechanizm — jako grupa robocza,

f. element sterujący,

g. źródła energii,

g. układ zwrotnej regulacji.



Rys. 2.

W dalszym ciągu wymienimy kilka najczęściej spotykanych przyrządów wchodzących w skład każdej grupy:

grupa A.
Wykrywacz błędu odchylenia (odchyłu kierunkowego)

Lp.	zmienny parametr	oznaczenie parametru	Przyrząd mierzący wielkość danego parametru.
1.	Kąt odchylenia kierunkowego w odniesieniu do przestrzeni	Ψ	Żyroskop o trzech stopniach swobody, radio-kompas.
2.	Prędkość odchylenia kierunkowego w odniesieniu do przestrzeni	$\Psi' = d\Psi/dt = \omega_n$	Żyroskop o dwóch stopniach swobody, albo rurki Pitota lub Venturiego na końcach skrzydła.
3.	Przyśpieszenie odchylenia kierunkowego w odniesieniu do przestrzeni	$\Psi'' = d^2\Psi/dt^2 = \varepsilon_n$	Przyśpieszeniomierz, żyroskop o jednym stopniu swobody.

Wykrywacze błędu pochylenia i obniżenia osi samolotu czyli wykrywacze podłużnej stabilizacji

Lp.	zmienny parametr	oznaczenie parametru	Przyrząd mierzący wielkość danego parametru.
1.	Kąt pochylenia w odniesieniu do przestrzeni	ϑ	Żyroskop o trzech stopniach swobody.
2.	Prędkość kątowa pochylenia w odniesieniu do przestrzeni	$\vartheta' = d\vartheta/dt = \omega_b$	Żyroskop o dwóch stopniach swobody.
3.	Kąt natarcia skrzydła	α	Specjalna rurka Pitota.
4.	Prędkość aerodynamiczna	V	Rurka Pitota lub Venturiego.
5.	Wysokość	H	Wysokościomierz i statoskop.
6.	Prędkość wznoszenia	w	Wariometr.
7.	Ilość obrotów silnika	n	Obrotomierz.

Wykrywacze przechylenia czyli poprzecznej stabilizacji samolotu

Lp.	zmienny parametr	oznaczenie parametru	Przyrząd mierzący wielkość danego parametru.
1.	Kąt przechylenia w odniesieniu do przestrzeni	γ	Żyroskop o trzech stopniach swobody.
2.	Prędkość kątowa przechylenia w odniesieniu do przestrzeni	$\gamma' = d\gamma/dt = \omega_t$	Żyroskop o dwóch stopniach swobody.
3.	Kąt ślizgu	δ	Wiatrowskaz — chorągiewka o pionowej osi.
4.	Kierunek pozornego ciężaru	a_b	Wahadło poprzeczne albo przyśpieszeniomierz względem osi b.

grupa B i C
Kontroler wykrywacza błędu i nadajniki zewn. sygnału sterującego

Lp.	Nazwa przyrządu	Zastosowanie
1.	Urządzenia do włączania i wyłączania automatycznego sterowania.	a) uruchomienie pilota autom., b) szybkie wyłączenie w przypadku uszkodzenia lub innej konieczności.
2.	Urządzenia do zmiany parametrów.	a) zmiana parametrów stabilizacji kierunkowej np. nadajniki kursu, skrętów, wiraży, b) zmiana parametrów stabilizacji podłużnej np. nadajniki prędkości, wysokości, kąta pochylenia i kąta natarcia, c) zmiana parametrów stabilizacji poprzecznej np. nadajniki przechylenia.
3.	Przyrządy kontroli parametrów lotu.	a) kontrola wykrywaczy błędów: wskaźniki skal, busola odległościowa, przyrządy nawigacyjne jak żyroskop, sztuczny horyzont, wysokościomierz, prędkościomierz i inne, b) kontrola mechanizmów pośredniczących — wskaźniki kontrolne, c) kontrola źródeł energii np. manometry, próżniomierze.

Grupa D. Urządzenia pośredniczące

Do urządzeń pośredniczących, wywierających decydujący wpływ na charakter przebiegu sterowania, należy przyjmowanie sygnałów wykrywacza błędu i przekazywanie ich w formie rozkazów do serwomechanizmu. Pracę i budowę ich charakteryzuje najlepiej poniższe zestawienie:

1. Zadanie	a) przyjmować impulsy wykrywacza, b) przekazywać rozkazy do serwomechanizmu.
2. Wymagania	a) urządzenie nie powinno wywierać wpływu na pracę wykrywacza, b) nie powinno wykazywać opóźnienia w pracy, co grozi wywołaniem nietłumionych drgań samolotu, c) winno reagować na najsłabsze nawet sygnały wykrywacza.
3. Podział na zasadnicze elementy (uproszczenia w przypadku urządzeń pośredniczących bezpośredniego działania).	a) nadajnik przyjmujący i przekazujący sygnał, b) wzmacniacz i przekaźnik sygnału, c) urządzenie sumujące impulsy czyli t. zw. mieszacz albo automatyczny kombinator. Ten element jest szczególnie ważny. d) element sterujący pracą serwomechanizmu.
4. Podział wg źródeł energii.	a) pneumatyczne, b) hydrauliczne, c) elektryczne, d) kombinowane.

Grupa E i F. — Serwomechanizmy

Serwomechanizmy są urządzeniami działającymi już bezpośrednio na stery i lotki wg doprowadzanych sygnałów, których moc zostaje uwielokrotniona. Ogólniejsze cechy i właściwości tych mechanizmów ujmuje poniższa tabela:

1. Podział wg źródeł energii.	a) pneumatyczne — pracujące pod ciśn. $1{,}5 \div 5$ *atm.* b) hydrauliczne — ciśnienie robocze $6 \div 10$ *atm.* c) elektryczne — na prąd stały lub zmienny; jednokierunkowe lub rewersyjne, d) mechaniczne — obrót wału ze sprzęgłem, e) aerodynamiczne — ciśnienie dynamiczne powietrza.
2. Podział wg prędkości i charakteru pracy.	a) duża prędkość robocza, b) mała prędkość robocza. W obydwu wypadkach praca ma charakter płynny, jeśli prędkość jest zmienna w sposób ciągły oraz skokowy, urywany, jeśli prędkość zmienia się skokami.

Grupa G. Źródła energii

Stosowane źródła energii możnaby sklasyfikować w następujący sposób:

Lp.	Wyszczególnienie	Klasyfikacja
1.	Podział wg rodzaju energii.	a) pneumatyczna próżniowa: pompy próżniowe, rurki Venturiego, takty ssania silników, b) pneumatyczna nadciśnieniowa: pompy tłoczące wirowe, tłokowe, zbiorniki sprężonego powietrza, sprężarki, c) hydrauliczna: pompy olejowe zębate, tłoczkowe, d) elektryczna prądu stałego: generatory prądu stałego, baterie akumulatorów, e) elektryczna prądu zmiennego: generatory prądu zmiennego, przetwornice.
2.	Podział wg zasilania poszczególnych zespołów.	a) energia zasilająca wykrywacze błędu, b) energia zasilająca urządzenia pośredniczące i kontrolne, c) energia zasilająca układy serwo.

Grupa H. układ regulacji zwrotnej

Ze względu na rodzaj zastosowanego układu zwrotnej regulacji można rozróżnić automaty następujących typów:

a. astatyczne automaty bez zwrotnej regulacji,

b. automaty z proporcjonalną zwrotną regulacją (sztywną),

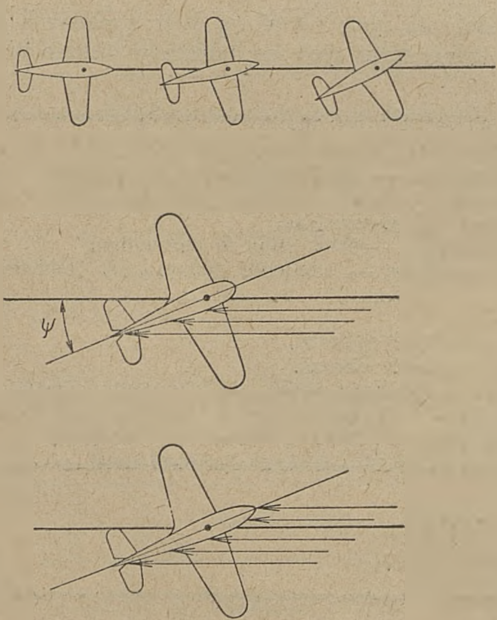
c. automaty z samoczynną, podatną, zwrotną regulacją,

d. automaty z regulacją zwrotną specjalną.

Przed omówieniem własności typowych przedstawicieli niektórych wymienionych zespołów, w celu lepszego uwydatnienia stawianych im wymagań, należy podać kilka uwag na temat ogólnych zasad sterowania.

3. ZASADY STEROWANIA

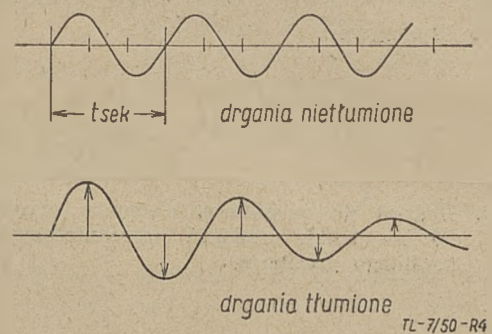
Samolot lecąc w powietrzu przesuwa się wzdłuż pewnego toru, który jest właściwie torem jego środka ciężkości. Załóżmy początkowo, że tor ten jest prostą. Wtedy jakiekolwiek zaburzenie zewnętrzne powoduje obrót płatowca naokoło jego pionowej osi. W wyniku tego powstaje pewne naruszenie układu sił zewnętrznych, uwidocznione na rysunku *3-cim*.



Rys. 3.

Strumień powietrza, natrafiając na kadłub oraz usterzenie, wytwarza moment obrotowy o kierunku wywołującym powrót samolotu do jego pierwotnego położenia. Moment ten jest w przybliżeniu proporcjonalny do odchylenia kątowego od toru środka ciężkości. Tylko w nowoczesnych, szybkich samolotach, których środek ciężkości jest bardziej przesunięty ku tyłowi, moment ten maleje.

Siły aerodynamiczne, działające w tym wypadku na samolot przypominają dźwignię dwuramienną. Skutkiem nagromadzonej energii ruchu obrotowego oś podłużna samolotu przechodząc przez tor środka ciężkości wychyla się w przeciwnym kierunku, dzięki czemu zmienia się również zwrot momentu obrotowego na przeciwny. Powtarzanie się tego zjawiska jest przyczyną wystąpienia oscylacji własnych samolotu około osi pionowej, o częstotliwości zależnej od wielkości i rozłożenia masy samolotu i waha się zazwyczaj w granicach $0{,}3 \div 1$ *Hz.*



Rys. 4.

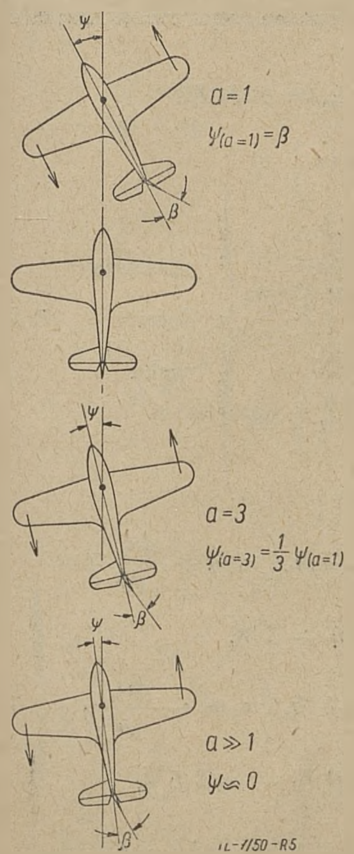
Te wahania miałyby stałą amplitudę, gdyby nie występowało tłumienie aerodynamiczne. W rzeczywistości skutkiem tłumienia, które jest proporcjonalne do prędkości kątowej i przeciwnie skierowane, amplituda stale maleje. Charakter obydwu drgań pokazuje w zarysie *rys. 4.* W wypadku, gdy równowaga wokół pionowej osi zostanie naruszona innymi przyczynami np. uszkodzeniem jednego z bocznych silników, wyróżnia się następujące fazy ruchu: najpierw obraca się samolot dookoła środka ciężkości tak długo, dopóki nie nastąpi równowaga pomiędzy momentem od naporu powietrza a momentem wywołanym przez zaburzenie. Środek ciężkości samolotu początkowo posuwa się po linii prostej. Jednakże składowa wiatru skierowana prostopadle do osi podłużnej samolotu powoduje zboczenie z prostoliniowego toru i samolot wchodzi w lot po krzywej. Aby temu przeciwdziałać wychylamy ster kierunkowy w taką stronę, żeby powstający moment wielkością odpowiadał momentowi zaburzenia, lecz zwrot miał przeciwny. Stąd można wysnuć wniosek, że idealne sterowanie może mieć miejsce tylko wtedy, gdy jak wspomniano wyżej:

a) moment sterujący steru jest równy co do wielkości zakłóceniu i skierowany w stronę przeciwną,

b) działa w tym samym czasie, co zakłócenie.

Już jednak z tych założeń wynika, że idealnego sterowania nie można urzeczywistnić, gdyż pomiar wielkości zakłócenia może mieć miejsce tylko w czasie ruchu; to zaś wymaga pewnego czasu, co łącznie z koniecznością odpowiedniego ustawienia steru powoduje opóźnienie czynności. Oczywiście samolot zbacza z właściwego kursu o pewien kąt ψ, a chociaż nastąpi ponowne ustalenie równowagi, to jednak znajduje się on już na innym torze. Aby uzyskać jego powrót na tor pierwotny należy spowodować nowe, odpowiednie wychylenie steru. Z tych uwag można wysnuć myśl przewodnią zasady sterowania, która sprowadza się do wykrycia i ustalenia ścisłych zależności pomiędzy odchyleniem od kierunku lotu a wielkością wychylenia steru kierunkowego (w przypadku stabilizacji kursu), zdolną do skompensowania błędu kursu.

STATYCZNE PRAWO STEROWANIA



Rys. 5.

Na *rys. 5* uwidoczniono położenie samolotu o pewnym $\psi \neq 0$. Aby uzyskać powrót samolotu do normalnego położenia trzeba wytworzyć około jego pionowej osi, moment obrotowy powodujący zmniejszanie się kąta ψ. Uzykać go można przez wychylenie β steru kierunkowego. Pod wpływem zmienionego układu sił samolot zajmie nowe położenie.

Dla sprowadzenia jednak ψ do zera nie wystarcza wychylenie $\beta \neq 0$. Wychylenie to musi być pewną funkcją kąta ψ, mianowicie taką, dla której przy $\psi = 0$ zanikać będzie również moment korygujący $= f(\beta)$.

Warunek taki spełnia najprostsza, bo liniowa zależność funkcyjna *(3.1)*

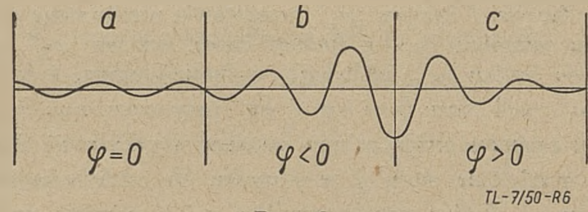
$$\beta = a\psi \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (3.1)$$

gdzie „*a*" jest stałym współczynnikiem.

Zależność ta odnosi się do układu bezmasowego i tylko przy tym założeniu może ona spełniać podstawowy warunek polegający na tym, że po osiągnięciu prawidłowego położenia ($\psi = 0$) impuls obrotowy znika ($\beta = 0$) oraz samolot posuwa się dalej po linii kursu. Wybór wielkości „*a*" nie jest rzeczą dowolną. Ze względów praktycznych wskazane jest, aby „*a*" było dosyć duże, gdyż wtedy już przy małym odchyleniu ψ powstaje silny moment obrotowy $f(\beta)$, dzięki czemu rzeczywiste odchylenia osi samolotu od kierunku toru środka ciężkości są znacznie ograniczone.

DYNAMICZNE PRAWO STEROWANIA

W praktyce mamy do czynienia z układami o pewnej masie, co oczywiście zmienia zachowanie się ich pod działaniem sił zewnętrznych. Masa jest tym czynnikiem, który powoduje niezgodność prawa wyrażonego wzorem *(3.1)* z rzeczywistością, mianowicie ruch samolotu nie kończy się, gdy $\psi = 0$, lecz dzięki nagromadzonej energii ruchu obrotowego zachodzi dalej. Załóżmy początkowo, że nie ma tłumienia aerodynamicznego, wówczas zgodnie z prawem (3.1) samolot będzie wykonywał wahania o stałej amplitudzie. Te wahania odbywają się względem stałego kierunku odniesienia i noszą nazwę *sztucznej stateczności (rys. 6a)*.



Rys. 6.

Jeśli uwzględnimy wpływ tłumienia aerodynamicznego, wówczas będziemy mieć do czynienia z t. zw. *własną statecznością.* W locie działają równocześnie obydwa rodzaje stateczności. Nie jest spełniony również warunek natychmiastowego przeciwdziałania zakłóceniom, co oznacza, że najpierw musi mieć miejsce pewne odchylenie kierunkowe, pod wpływem którego następuje dopiero wychylenie steru kierunkowego. Ruch steru jest zatem opóźniony w stosunku do położenia. Oznacza to, że w danej chwili występuje za mały moment sterujący (powrotny), skutkiem czego mamy do czynienia ze stałym wzrostem amplitudy wahań, co może być dla samolotu niebezpieczne *(rys. 6b)*.

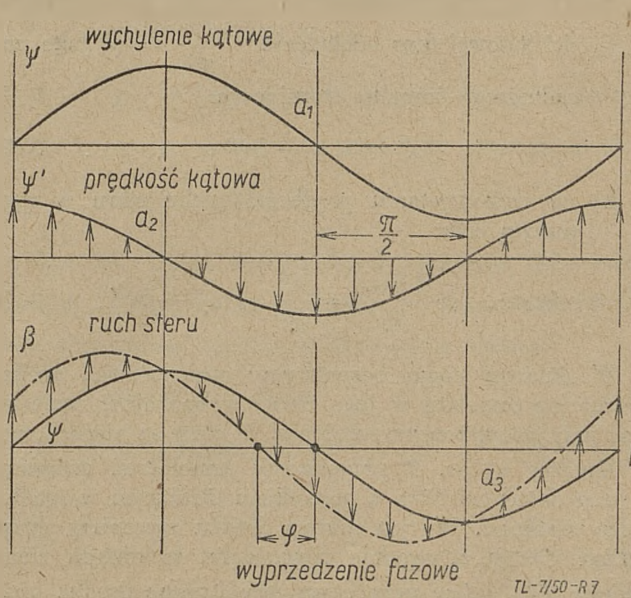
Aby uniknąć wzrostu amplitudy trzeba wprowadzić wyprzedzenie fazowe wychylenia steru kierunkowego, wtedy bowiem każdoczesny moment powrotny uzyskuje wcześniej przewagę i tym samym zmniejsza amplitudę wahań *(rys. 6c)*

Zatem, gdy przesunięcie fazowe φ między kątem β i ψ jest:

a. $\varphi = 0$ *(rys. 6a)* — powstają wahania o stałej amplitudzie,

b. $\varphi < 0$ *(rys. 6b)* — powstają wahania o rosnącej amplitudzie,

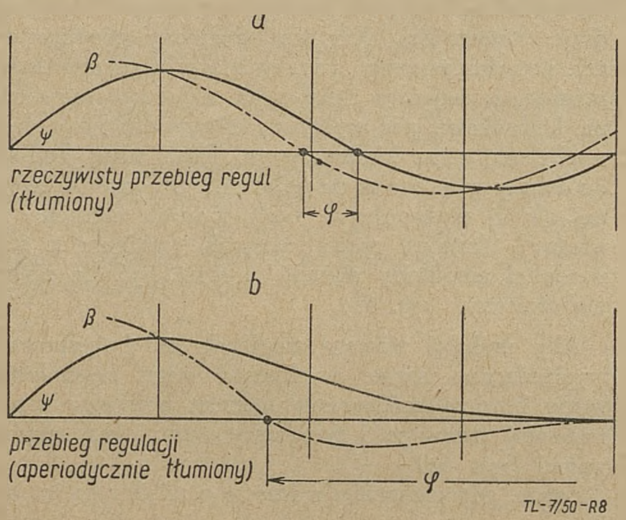
c. $\varphi > 0$ *(rys. 6c)* — powstają wahania o malejącej amplitudzie.



Rys. 7.

Praktycznie wyprzedzanie fazowe $\varphi > 0$ daje się urzeczywistnić przez wprowadzenie do równania *(3.1)* nowego członu zależnego od prędkości kątowej ψ' odchyleń samolotu.

Na *rys. 7* krzywa „a_1" przedstawia nietłumione wahania samolotu (ψ) w funkcji czasu, krzywa „a_2" prędkość wahań ψ' (odchyleń) w funkcji czasu, a krzywa „a_3" ruch steru $\beta = a\psi + b\psi'$ przy czym $a = b = 1$. Na rysunku uwidoczniono zarazem wyprzedzenie fazowe φ wychylenia steru β w stosunku do odchylenia samolotu ψ. Wybór współczynników a i b pozwala uzyskać różny charakter przebiegu wahań, które mogą być jak pokazuje *(rys. 8a)* tłumione lub tłumione aperiodycznie *(rys. 8b)*.



Rys. 8.

Rozwiązanie techniczne prowadzące do uzyskania przesunięcia fazowego φ w większości wypadków oparte jest na jednej z dwóch następujących przesłanek:

a) na wykorzystaniu wielkości odchylenia ψ i prędkości kątowej tego odchylenia $\frac{d\psi}{dt} = \psi'$ jako zasadniczego impulsu sterującego

$$\beta = a\psi + b\psi' \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3.2)$$

b) na wykorzystaniu prędkości ruchu steru w tym samym celu:

$$K = const.; \quad K\frac{dM_{ster}}{dt} = \frac{d\beta}{dt} = a\psi' + b\psi''. \quad . \; (3.3)$$

W dalszym ciągu rozpatrzymy szczegółowiej zachowanie się samolotu w jego ruchu w spokojnej atmosferze przy początkowym założeniu, że stery są nieruchome.

Zgodnie z *rys. 9* przypiszemy samolotowi związany z nim układ osi *Otbn* z początkiem *0* leżącym w środku jego ciężkości. W tym samym środku zaczepimy drugi układ $Ox_g y_g z_g$ zgodnie równoległy do układu ziemskiego $Ox_g' y_g' z_g'$ przy czym współrzędne środka ciężkości w odniesieniu do tego układu wynoszą x, y, z.

Ponieważ układ *Otbn* nie zawsze pokrywa się z osiami głównych momentów bezwładności samolotu, więc rozwinięte równania różniczkowe jego ruchu przybiorą następującą postać:

$$(J_{tb} = J_{bn} = 0 \neq J_{tn})$$

$$\left.\begin{aligned} & m\left(\frac{du}{dt} - \omega_n v + \omega_b w\right) = \\ & = P_t + \Sigma P_i - G \sin\vartheta; \\ & m\left(\frac{dw}{dt} - \omega_b u + \omega_t v\right) = \\ & = P_n + G\cos\vartheta\cos\gamma; \\ & m\left(\frac{dv}{dt} - \omega_t w + \omega_n u\right) = \\ & = P_b + G\cos\vartheta\sin\gamma; \end{aligned}\right\} \begin{gathered}\text{równania}\\ \text{ilości}\\ \text{ruchu}\end{gathered} \qquad (3.4)$$

$$\left.\begin{aligned} & J_t\frac{d\omega_t}{dt} + \left(J_n - J_b\right)\omega_b\omega_n - J_{tn}\left(\omega_t\omega_b + \frac{d\omega_n}{dt}\right) = \\ & \qquad = M_t - \Sigma M_t \\ & J_n\frac{d\omega_n}{dt} + \left(J_b - J_t\right)\omega_t\omega_b + J_{tn}\left(\omega_n\omega_b - \frac{d\omega_t}{dt}\right) = \\ & \qquad = M_n + \Sigma P_i b_i - \omega_b \Sigma J_i \Omega_i \\ & J_b\frac{d\omega_b}{dt} + (J_t - J_n)\,\omega_n\omega_t + J_{tn}\left(\omega_t^2 - \omega_n^2\right) = \\ & \qquad = M_b + \Sigma P_i n_i - \omega_n \Sigma J_i \Omega_i \end{aligned}\right\} \; 3{,}5$$

Są to równania Eulera

Występujące w tych równaniach symbole mają następujące znaczenie:

m — masa samolotu

G — ciężar samolotu

u, v, w — rzuty wektora prędkości V na układ *Otbn* związany z samolotem

ω_t — prędkość kątowa przechylenia

ω_n — prędkość kątowa odchylenia

ω_b — prędkość kątowa pochylenia

J_t, J_b, J_n, J_{tn} — momenty bezwładności samolotu względem osi układu *Otbn* oraz moment odśrodkowy

P_i — ciąg śmigła

M_i — moment żyroskopowy zespołu śmigło-silnik

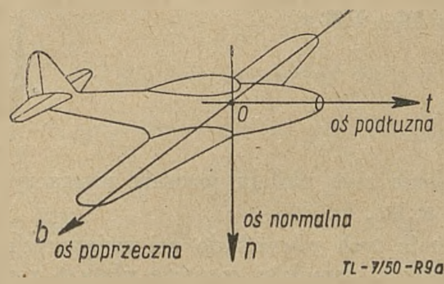
b_i, n_i — odległości osi obrotu silników od środka ciężkości

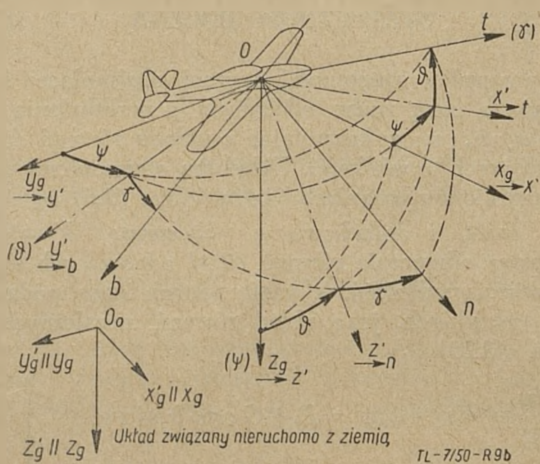
P_t, P_b, P_n — siły oporu i wyporu

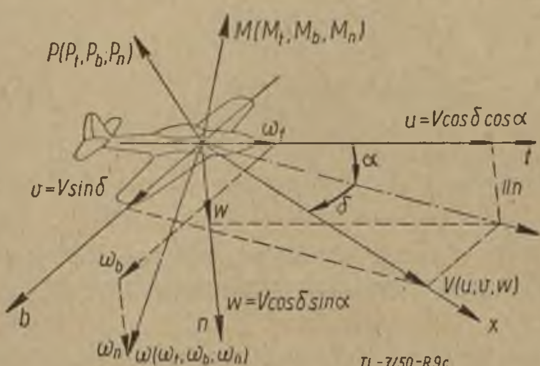
x, y, z — współrzędne środka ciężkości samolotu względem ziemi

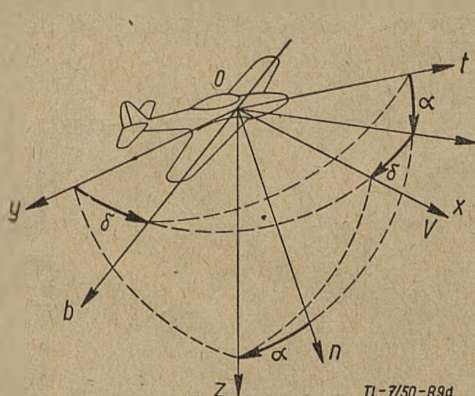
α — kąt natarcia

δ — kąt ślizgu.









ψ — kąt odchylenia (zmiany kursu)

ϑ — kąt pochylenia

γ — kąt przechylenia

J_i — moment bezwładności układu wirującego

Ω_i — prędkość kątowa układu wirującego

Rys. 9a. Układ współrzędnych *Otbn* związanych z samolotem

tn — płaszczyzna symetrii,

tb — płaszczyzna skrzydeł (główna),

bn — płaszczyzna poprzeczna.

Rys. 9b. Układ współrzędnych ruchomych *Otbn*, związanych z samolotem i nieruchomych $O_o \; x'_g \; y'_g \; z'_g$, związanych z ziemią.

Przejście z układu $O_o \, x'_g \, y'_g \, z'_g$ do układu Otbn:

a) przesunięcie początku O_0 do O,

b) obrót dookoła osi Oz_g o kąt ψ, (y'; b i n muszą się znaleźć w jednej płaszczyźnie),

c) obrót dookoła osi Oy' o kąt ϑ (z'; b i n muszą się znaleźć w jednej płaszczyźnie),

d) obrót dookoła osi Ot o kąt γ (y'; z'; b i n leżą w jednej płaszczyźnie).

Rys. 9c. Siły aerodynamiczne, momenty, prędkości liniowe i kątowe oraz ich rzuty:

$\alpha < 0$ gdy oś podłużna *Ot* odchyla się w dół od płaszczyzny poślizgu *xy*.

$\delta > 0$ gdy wektor *V* odchyla się w prawo od płaszczyzny symetrii tn czyli gdy zachodzi poślizg na prawe skrzydło.

Rys. 9d. Układ współrzędnych bieżących *Oxyz* związanych z torem środka ciężkości. (Uwaga: znaki $\mp$ kątów przyjmować zgodnie ze skrętnością układu.)

xz — płaszczyzna ruchu,

xy — płaszczyzna poślizgu,

yz — płaszczyzna czołowa,

V — wektor prędkości pokrywający się z osią Ox i styczny do toru środka ciężkości samolotu.

Ponieważ samolot jako swobodne ciało sztywne ma sześć stopni swobody, więc jego ruch można określić układem sześciu równań różniczkowych drugiego stopnia lub dwunastu równaniami różniczkowymi pierwszego stopnia. Zatem do podanego układu równań *(3.4)* i *(3.5)* dołącza się jeszcze *2* układy trzech równań, wyrażających następujące związki:

$$\left.\begin{aligned}
\frac{d\psi}{dt} &= f(\gamma, \vartheta, \omega_n, \omega_b) = \frac{\omega_b \sin\gamma + \omega_n \cos\gamma}{\cos\vartheta} \\
\frac{d\vartheta}{dt} &= f(\gamma, \omega_n, \omega_b) = \omega_b \cos\gamma - \omega_n \sin\gamma \\
\frac{d\gamma}{dt} &= f(\gamma, \vartheta, \omega_t, \omega_b, \omega_n) = \omega_t + (\omega_b \sin\gamma + \omega_n \cos\gamma) tg\,\vartheta
\end{aligned}\right\} \quad (3.6)$$

$$\left.\begin{aligned}
\frac{dx}{dt} &= f_1(\psi, \vartheta, \gamma, u, v, w) \\
\frac{dy}{dt} &= f_2(\psi, \vartheta, \gamma, u, v, w) \\
\frac{dz}{dt} &= f_3(\psi, \vartheta, \gamma, u, v, w)
\end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots (3.7)$$

W rzeczywistości zagadnienie się trochę upraszcza sprowadzając się do układu ośmiu równań z niewiadomymi $u, v, w, \omega_t, \omega_b, \omega_n, \vartheta, \gamma$ gdyż można pominąć układ równań *(3.7)* oraz równanie $\frac{d\psi}{dt}$ układu *(3.6)* ze względu na to, że po prawych stronach tych równań nie występują odpowiednio x, y, z oraz ψ.

Rozwiązanie wskazuje na to, że samolot zachowuje się niestatecznie względem osi poprzecznej i pionowej, a wady te można usunąć tylko przez zastosowanie automatów względem poszczególnych osi. W praktyce dzięki zastosowaniu dalszych uproszczeń wynikających z symetrii samolotu i odrzucenia członów wywierających mały wpływ udaje się układ pozostałych równań rozbić na dwa niezależne układy i rozpatrywać osobno stateczność podłużną i boczną.

W tym celu skorzystamy z następujących wyrażeń wynikających z rozwiązania układu *(3.6)*:

$$\left.\begin{aligned}
\omega_t &= \frac{d\gamma}{dt} - \frac{d\psi}{dt} \sin\vartheta \\
\omega_b &= \frac{d\psi}{dt} \cos\vartheta \sin\gamma + \frac{d\vartheta}{dt} \cos\gamma \\
\omega_n &= \frac{d\psi}{dt} \cos\vartheta \cos\gamma - \frac{d\vartheta}{dt} \sin\gamma
\end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots (3.8)$$

STATECZNOŚĆ PODŁUŻNA

W przypadku oddzielnego rozpatrywania stateczności podłużnej przyjmuje się $\psi = \gamma = v = 0$ co na podstawie *(3.8)* jest równoznaczne z $\omega_t = \omega_n = v = \gamma = \psi = 0$. Podstawiając te wartości do równań *(3.4)*; *(3.5)* i *(3.6)* otrzymujemy następujący układ:

$$\left.\begin{aligned}
m\left(\frac{du}{dt} + \omega_b w\right) &= P_t + \Sigma P_i - G \sin\vartheta \\
m\left(\frac{dw}{dt} - \omega_b u\right) &= P_n - G \cos\vartheta \cos\gamma \\
J_b \frac{d\omega_b}{dt} &= M_b + \Sigma P_i n_i \\
\frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_b
\end{aligned}\right\} \quad \ldots (3.9)$$

Rozwiązanie tego układu pozwala wyznaczyć niewiadome $\omega_b, u, w, \vartheta$.

Odniesienie tych równań do osi związanych z torem środka ciężkości samolotu znacznie ułatwia rozwiązanie.

STATECZNOŚĆ BOCZNA

W przypadku stateczności bocznej obejmującej ściśle związane z sobą ruchy odchylenia i przechylenia szukamy $\omega_t; \omega_n; v; \gamma$ korzystając z układu równań *(3.10)* zawierających te wielkości. Układ ten otrzymujemy przez podstawienie w równaniach *(3.4)*; *(3.5)*; *(3.6)* $\omega_b = 0$ $\vartheta = const$ i dodatkowo $\alpha = const$; $V = const$ oraz przez odrzucenie równań *(3.9)* odnoszących się do stateczności podłużnej, a traktowanych przy podanych wyżej założeniach, jako układ równań niezależnych od układu *(3.10)*

$$\left.\begin{aligned}
m\left(\frac{dv}{dt} - \omega_t w + \omega_n u\right) &= P_b + G \cos\vartheta \sin\gamma \\
J_t \frac{d\omega_t}{dt} - J_{tn} \frac{d\omega_n}{dt} &= M_t - \Sigma M_i \\
J_n \frac{d\omega_n}{dt} - J_{tn} \frac{d\omega_t}{dt} &= M_n + \Sigma P_i b_i \\
\frac{d\gamma}{dt} = \omega_t + \omega_n \cos\gamma\, tg\,\vartheta \ \ oraz\ \ \frac{d\psi}{dt} &= \omega_n \frac{\cos\gamma}{\cos\vartheta}
\end{aligned}\right\} \quad (3.10)$$

Ostatnie równanie określające wpływ odchylenia odrzucamy, gdyż w pozostałych równaniach nigdzie ψ nie występuje.

Jeszcze przejrzystszą postać otrzymuje się zakładając, że J_{tn} jest pomijalne, oraz, że w locie ślizgowym znika M_i i P_i.

Zatem

$$\left.\begin{aligned}
m \frac{dv}{dt} &= P_b + G \cos\vartheta \sin\gamma - m(\omega_n u - \omega_t w) \\
J_t \frac{d\omega_t}{dt} &= M_t \\
J_n \frac{d\omega_n}{dt} &= M_n \\
\frac{d\gamma}{dt} &= \omega_t + \omega_n \cos\gamma\, tg\,\vartheta
\end{aligned}\right\} \quad . (3.11)$$

Ponieważ w odniesieniu do współrzędnych *Oxyz* związanych z torem środka ciężkości samolotu można wektor prędkości V wyrazić przy pomocy równań *(3.12)*

$$\begin{aligned} u &= V\cos\delta\cos\alpha \quad \text{oraz} & u &\approx V\cos\alpha \\ v &= V\sin\delta \quad \text{dla małych } \delta: & v &\approx V\delta \\ w &= V\cos\delta\sin\alpha & w &\approx V\sin\alpha \end{aligned} \quad . \quad (3.12)$$

więc układ *(3.11)* daje się sprowadzić do postaci *(3.13)*

$$\begin{aligned} &mV\frac{d\delta}{dt} = P_b + G\cos\vartheta\sin\gamma - mV(\omega_n\cos\alpha - \omega_t\sin\alpha) \\ &J_t\frac{d\omega_t}{dt} = M_t \\ &J_n\frac{d\omega_n}{dt} = M_n \\ &\frac{d\gamma}{dt} = \omega_t + \omega_n\cos\gamma\, tg\,\vartheta \end{aligned} \quad (3.13)$$

Do rozwiązywania takich układów, których całkowanie jest bardzo skomplikowane, stosuje się rachunek wariacyjny.

STATECZNOŚĆ POPRZECZNA

Pod tą nazwą będziemy rozumieć wydzieloną ze stateczności bocznej stateczność przechylenia. Zakładając $V = const$; $\psi = const$ i $\vartheta = 0$ znajdujemy z równań *(3.8)*.

$$\omega_t = \frac{d\gamma}{dt}\,; \quad \omega_b = 0\,; \quad \omega_n = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3.14)$$

Podstawiając te wartości do równań *(3.13)* otrzymamy *(3.15)*

$$\begin{aligned} &mV\frac{d\delta}{dt} = P_b + G\sin\gamma + mV\frac{d\gamma}{dt}\sin\alpha \\ &J_t\frac{d^2\gamma}{dt^2} = M_t \end{aligned} \quad . \quad . \quad (3.15)$$

STATECZNOŚĆ KIERUNKOWA

Przy oddzielnym rozpatrywaniu stateczności kierunkowej czyli ruchu dookoła pionowej osi zakłada się $V = const$; $\vartheta = \gamma = 0$. Równania *(3.8)* dają w tym przypadku:

$$\omega_t = 0\,; \quad \omega_b = 0\,; \quad \omega_n = \frac{d\psi}{dt} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3.16)$$

Dla małych α przyjmiemy $\cos\alpha \approx 1$. Zatem na podstawie równań *(3.13)* możemy napisać:

$$\begin{aligned} &mV\frac{d\delta}{dt} = P_b - mV\omega_n \\ &J_n\frac{d^2\psi}{dt^2} = M_n \end{aligned} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3.17)$$

W rachunku wariacyjnym równania te przybiorą postać

$$\begin{aligned} &mV\frac{d\delta}{dt} = P_b^{\delta}\,\delta - mV\frac{d\psi}{dt} \\ &J_n\frac{d^2\psi}{dt^2} = M_n^{\omega_n}\frac{d\psi}{dt} + M_n^{\delta}\,\delta \end{aligned} \quad \text{gdzie}$$

$$P_b^{\delta} = \frac{\partial P_b}{\partial\delta}\,; \quad M_n^{\omega_n} = \frac{\partial M_n}{\partial\omega_n} \qquad (3.18)$$

$$M_n^{\delta} = \frac{\partial M_n}{\partial\delta}$$

Zakładając $\omega_n = \frac{d\delta}{dt} = 0$ czyli $\psi = const$ i $\delta = const$ wyznaczymy położenie równowagi stosując przed tym podstawienia:

$$\psi = A_1\, e^{\lambda t}\,; \quad \delta = A_2\, e^{\lambda t}$$

$$. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3.19)$$

$$\psi' = A_1\lambda e^{\lambda t}\,; \quad \psi'' = A_1\lambda^2 e^{\lambda t}\,; \quad \delta' = A_2\lambda e^{\lambda t}$$

Równania *(3.18)* po podstawieniu tych wartości i uproszczeniu przez $e^{\lambda t}$ sprowadzają się do układu *(3.20)*

$$\begin{aligned} &-\lambda A_1 + \left(\frac{P_b^{\delta}}{mV} - \lambda\right)A_2 = 0 \\ &\left(\lambda^2 - \lambda\frac{M_n^{\omega_n}}{J_n}\right)A_1 - \frac{M_n^{\delta}}{J_n}A_2 = 0 \end{aligned} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3.20)$$

a stąd eliminując A_1 i A_2, otrzymuje się równanie charakterystyczne *(3.21)*

$$0 = \begin{vmatrix} -\lambda & ; \dfrac{P_b^{\delta}}{mV} - \lambda \\ \lambda^2 - \lambda\dfrac{M_n^{\omega_n}}{I_n} & ; -\dfrac{M_n^{\delta}}{J_n} \end{vmatrix} = \lambda^3 +$$

$$-\lambda^2\left(\frac{M_n^{\omega_n}}{J_n} + \frac{P_b^{\delta}}{mV}\right) + \lambda\left(\frac{M_n^{\delta}}{J_n} + \frac{M_n^{\omega_n}}{J_n}\frac{P_b^{\delta}}{mV}\right) \ldots (3.21)$$

Dzieląc dalej przez zerowy pierwiastek λ_3 uzyskamy

$$\lambda^2 - \lambda\left(\frac{M_n^{\omega_n}}{J_n} + \frac{P_b^{\delta}}{mV}\right) +$$

$$+\left(\frac{M_n^{\delta}}{J_n} + \frac{M_n^{\omega_n}}{J_n}\cdot\frac{P_b^{\delta}}{mV}\right) = 0 \qquad \ldots (3.22)$$

Pierwiastek $\lambda_3 = 0$ oznacza — jak wynika z wzoru *(3.19)*, że samolot może zachować równowagę na dowolnym kursie, a pozostałe pierwiastki λ_1 i λ_2 wskazują na to, że samolot nie może utrzymać stałego kierunku.

UWZGLĘDNIENIE WPŁYWU STERU

Oznaczając odchylenie steru kierunkowego przez β wprowadzamy do drugiego równania układu *(3.18)* ze względu na $M_n = f(\omega_n; \delta; \beta)$ dodatkowy człon $M_n^{\beta} \cdot \beta$. Zatem

$$\left.\begin{aligned} mV\frac{d\delta}{dt} &= P_b^{\delta}\,\delta - mV\frac{d\psi}{dt} \\ J_n\frac{d^2\psi}{dt^2} &= M_n^{\omega_n}\frac{d\psi}{dt} + M_n^{\delta}\,\delta + M_n^{\beta}\,\beta \end{aligned}\right| \quad \ldots (3.23)$$

Zakładamy, że w położeniu równowagi przy wychylonym sterze kierunkowym $\beta \neq 0$; $\frac{d\psi}{dt} = \omega_n = const$ i $\delta = const$

czyli $\frac{d^2\psi}{dt^2} = 0$ i $\frac{d\delta}{dt} = 0$

Nowy układ *(3.24)*

$$\left.\begin{aligned} P_b^{\delta}\,\delta - mV\frac{d\psi}{dt} &= 0 \\ M_n^{\omega_n}\frac{d\psi}{dt} + M_n^{\delta}\,\delta + M_n^{\beta}\,\beta &= 0 \end{aligned}\right| \quad \ldots . (3.24)$$

rozwiązany względem δ i $\frac{d\psi}{dt}$ daje

$$\left.\begin{aligned} \delta &= -\frac{mVM_n^{\beta}}{P_b^{\delta}M_n^{\omega_n} + mVM_n^{\delta}}\,\beta = f_1(\beta) \\ \frac{d\psi}{dt} &= -\frac{P_b^{\delta}M_n^{\beta}}{P_b^{\delta}M_n^{\omega_n} + mVM_n^{\delta}}\,\beta = f_2(\beta) \end{aligned}\right\} \quad (3.25)$$

Z równań *(3.25)* wynika, że każdemu wychyleniu steru β odpowiada określona prędkość kątowa odchylenia kierunkowego $\frac{d\psi}{dt}$ oraz kąt poślizgu δ. Stąd oczywisty wniosek o braku stateczności kierunkowej; samolot posiada natomiast stateczność w łożu wiatru $/\delta = f_1(\beta)/$.

Stateczność kierunkową można dopiero zapewnić przez zastosowanie odpowiedniego automatu kursu.

UWZGLĘDNIENIE WPŁYWU AUTOMATU KURSU

Pisząc zależność *(3.1)* w postaci $\beta = a\triangle\psi$ oraz przyjmując $\psi_o + \triangle\psi = \psi$ możemy przepisać równania *(3.23)* w następujący sposób:

$$\left.\begin{aligned} mV\frac{d\delta}{dt} &= P_b^{\delta}\,\delta - mV\frac{d\triangle\psi}{dt} \\ J_n\frac{d^2\triangle\psi}{dt^2} &= M_n^{\omega_n}\frac{d\triangle\psi}{dt} + M_n^{\delta}\,\delta + M_n^{\beta}\,a\triangle\psi \end{aligned}\right| \quad (3.26)$$

Ponieważ mamy do czynienia z automatem kursu więc dla położenia równowagi wolno napisać następujące warunki: $\delta = 0$; $\psi = \psi_o$ zatem $\triangle\psi = 0$ i $\frac{d\triangle\psi}{dt} = 0$

oraz $\frac{d\delta}{dt} = 0$

Postępując podobnie jak przy rozpatrywaniu stateczności kierunkowej otrzymujemy z równań *(3.26)*

$$\triangle\psi = B_1 e^{\lambda t}\ ; \ \delta = B_2 e^{\lambda t}$$

$$\left.\begin{aligned} B_1\lambda + B_2\left(\lambda - \frac{P_b^{\delta}}{mV}\right) &= 0 \\ B_1\left(-\lambda^2 + \frac{M_n^{\omega_n}}{J_n}\lambda + \frac{M_n^{\beta}a}{J_n}\right) + B_2\frac{M_n^{\delta}}{J_n} &= 0 \end{aligned}\right\} (3.27)$$

oraz równanie charakterystyczne *(3.28)*

$$\lambda^3 - \lambda^2\left(\frac{P_b^{\delta}}{mV} + \frac{M_n^{\omega_n}}{J_n}\right) + \lambda\left(\frac{P_b^{\delta}}{mV}\frac{M_n^{\omega_n}}{J_n} + - a\frac{M_n^{\beta}}{J_n} + \frac{M_n^{\delta}}{J_n}\right) + a\frac{P_b^{\delta}}{mV}\frac{M_n^{\beta}}{J_n} \quad ..(3.28)$$

W przypadku skorzystania z relacji *(3.2)* mian. $\beta = a\triangle\psi + b\frac{d\triangle\psi}{dt}$ będzie po uwzględnieniu, że $\psi = \psi_o + \triangle\psi$:

$$\left.\begin{aligned} mV\frac{d\delta}{dt} &= P_b^{\delta}\,\delta - mV\frac{d\triangle\psi}{dt} \\ J_n\frac{d^2\triangle\psi}{dt^2} &= \left(M_n^{\omega_n} + bM_n^{\beta}\right)\frac{d\triangle\psi}{dt} + \\ &+ M_n^{\delta}\,\delta + a\,M_n^{\beta}\triangle\psi \end{aligned}\right\} \quad (3.29)$$

$$\left.\begin{aligned} B_1\lambda + B_2\left(\lambda - \frac{P_b^{\delta}}{mV}\right) &= 0 \\ B_1\left[\lambda^2 - \lambda\frac{M_n^{\omega_n} + bM_n^{\beta}}{J_n} - a\frac{M_n^{\beta}}{J_n}\right] - B_2\frac{M_n^{\delta}}{J_n} &= 0 \end{aligned}\right\} (3.30)$$

i równanie charakterystyczne

$$\lambda^3 - \lambda^2\left(\frac{M_n^{\omega_n} + bM_n^{\beta}}{J_n} + \frac{P_b^{\delta}}{mV}\right) + \\ + \lambda\left(\frac{P_b^{\delta}}{mV}\frac{M_n^{\omega_n} + bM_n^{\beta}}{J_n} + \frac{M_n^{\delta}}{J_n} - a\frac{M_n^{\beta}}{J_n}\right) + \\ + a\frac{P_b^{\delta}}{mV}\frac{M_n^{\beta}}{J_n} = 0 \quad \ldots . (3.31)$$

Obliczenie pierwiastków równań charakterystycznych $\lambda_{1,2,3}$ pozwala dopiero określić charakter drgań samolotu przy powrocie do położenia normalnego. Dla ułatwienia tej analizy stosuje się kryterium *Routh'a Hurwitz'a.*

W celu dalszego uproszczenia badań stateczności kierunkowej odrzuca się jeszcze δ i zależne od niego człony. Wtedy np. równania *(3.23)* przy uwzględnieniu relacji *(3.1)* czyli $\beta = a\psi$ (przypadek idealnego automatu kursu) dadzą:

$$J_n \frac{d^2\psi}{dt^2} = M_n^{\omega_n} \frac{d\psi}{dt} + M_n^{\beta} \cdot a\psi \quad \ldots \quad (3.32)$$

Stąd, zakładając $\psi = e^{\lambda t}$, otrzymujemy

$$\lambda^2 - \lambda \frac{M_n^{\omega_n}}{J_n} - a\frac{M_n^{\beta}}{J_n} = 0 \text{ oraz gdy } \left(-\frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n}\right)^2 + a\frac{M_n^{\beta}}{J_n} > 0 \text{ to}$$

$$\begin{aligned} \lambda_1 &= \frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n} + \sqrt{\left(\frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n}\right)^2 + a\frac{M_n^{\beta}}{J_n}} \\ \lambda_2 &= \frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n} - \sqrt{\left(\frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n}\right)^2 + a\frac{M_n^{\beta}}{J_n}} \end{aligned} \quad \ldots (3.33)$$

Wtedy:

$$\psi_1 = e^{\lambda_1 t} \text{ i } \psi_2 = e^{\lambda_2 t} \quad \ldots \quad (3.34)$$

Ruch jest zatem aperiodycznie tłumiony lub rosnący, co zależy od doboru „a" w automacie oraz charakterystyk $m_n^{\omega_n}$ czyli współczynnika wpływu prędkości odchylenia na odchylenie kierunku i m_n^{β} czyli współczynnika wpływu steru kierunkowego na odchylenie kierunkowe.

Jeżeli natomiast

$$\left(-\frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n}\right)^2 + a\frac{M_n^{\beta}}{J_n} < 0 \quad \text{to}$$

$$\left.\begin{aligned} \lambda_1 &= \frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n} + i\sqrt{\left(\frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n}\right)^2 + a\frac{M_n^{\beta}}{J_n}} \\ \lambda_2 &= \frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n} - i\sqrt{\left(\frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n}\right)^2 + a\frac{M_n^{\beta}}{J_n}} \end{aligned}\right\} \ldots (3.35)$$

i rozwiązanie sprowadza się do postaci:

$$\psi = Ce^{\frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n} \cdot t} \cdot \sin\left(\sqrt{\left(\frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n}\right)^2 + a\frac{M_n^{\beta}}{J_n}} \cdot t + \varepsilon\right) \quad \ldots (3.36)$$

przedstawia więc ruch drgający o okresie

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\left(\frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n}\right)^2 + a\frac{M_n^{\beta}}{J_n}}} \quad \ldots \quad (3.37)$$

Tłumienie amplitudy drgań zależy od wielkości współczynnika

$$\frac{M_n^{\omega_n}}{2J_n}$$

W ten sposób wprowadzając do równań równowagi dynamicznej samolotu uzupełniające człony coraz wierniej odpowiadające wpływowi sił zewnętrznych oraz rzeczywistemu zachowaniu się różnych typów pilota automatycznego dochodzi się na drodze analizy wyników do znalezienia najkorzystniejszych parametrów konstrukcyjnych, zapewniających optymalne warunki stabilizacji.

Starajmy się pokrótce zwrócić uwagę na najważniejsze z tych parametrów i uwzględnić ich wpływ na zachowanie się samolotu w powietrzu. W tym celu przyjmiemy uproszczony, zastępczy układ drgający, w którym, z założenia, drgania względem jednej osi nie wywierają wpływu na drgania względem osi pozostałych.

Oczywiście chwilowy moment M_n wywołany zaburzeniem natrafia na opór momentów wywołanych bezwładnością J_n, tłumieniem czyli oporem ośrodka D_n oraz statecznością statyczną S_n zatem daje się wyrazić przy pomocy następującego równania równowagi:

$$M_n = J_n \frac{d^2\psi}{dt^2} + D_n \frac{d\psi}{dt} + S_n\psi \quad \ldots \quad (3.38)$$

W przypadku zastosowania pilota automatycznego momentowi zaburzającemu M_n przeciwstawia się jeszcze moment M_k wywołany reakcją pilota automatycznego. Stąd:

$$M_n = J_n \frac{d^2\psi}{dt^2} + D_n \frac{d\psi}{dt} + S_n\psi + M_k \quad \ldots \quad (3.39)$$

Gdy w pewnej chwili zaburzenie znika, czyli $M_n = 0$, wówczas samolot staje się układem swobodnie drgającym, którego ruch określa równanie *(3.40)*

$$J_n \frac{d^2\psi}{dt^2} + D_n \frac{d\psi}{dt} + S_n\psi + M_k = 0 \quad \ldots \quad (3.40)$$

Pisząc najprostszą zależność: $M_k = m_k\beta$ . . (3.41) w której współczynnik M_k oznacza wielkość momentu M_k odpowiadającą wychyleniu steru $\beta = 1$ możemy wyznaczyć na podstawie *(3.40)* wartość β, *a* mian.:

$$\beta = -\frac{J_n \frac{d^2\psi}{dt^2} + D_n \frac{d\psi}{dt} + S_n\psi}{m_k} \quad \ldots \quad (3.42)$$

Rozpatrzmy teraz sygnały sterujące wysyłane przez automat kursu, przy założeniu, że sygnały wyjściowe serwomotoru są wprost proporcjonalne do sygnałów wejścio-

wych wykrywacza błędu (żyroskopu) oraz, że ich opóźnienia są małe w porównaniu z reakcją samolotu:

ψ — sygnał wykrywacza błędu (żyroskopu),

$\frac{1}{a}\beta$ — sygnał układu regulacji zwrotnej,

$\psi - \frac{1}{a}\beta$ — wypadkowy sygnał skierowany do wzmacniacza,

$Ku(\psi - \frac{1}{a}\beta)$ — sygnał wychodzący ze wzmacniacza (u — wzmocnienie) i serwomotoru (K — stała serwomotoru).

Sygnał ten jest proporcjonalny do prędkości kątowej wychylenia steru, czyli:

$$\frac{d\beta}{dt} = Ku\left(\psi - \frac{1}{a}\beta\right) \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (3.43)$$

Podstawiając za β wartość (3.42) i różniczkując otrzymujemy po uporządkowaniu

$$\frac{d^3\psi}{dt^3} + \left(\frac{D_n}{J_n} + \frac{Ku}{a}\right)\frac{d^2\psi}{dt^2} + \left(\frac{S_n + K\frac{u}{a}D_n}{J_n}\right)\frac{d\psi}{dt} +$$

$$+ \left(\frac{K\frac{u}{a}S_n + Kum_k}{J_n}\right)\psi = 0 \quad \ldots (3.44)$$

równanie ruchu dynamicznego układu złożonego z samolotu i automatu kursu przy uwzględnieniu podanych wyżej założeń. Poszczególne człony mają następujące znaczenia:

$\frac{d^3\psi}{dt^3}$ — składnik prędkości kątowej wychylenia steru,

$\frac{d^2\psi}{dt^2}$ — przyśpieszenie kątowe obrotu względem osi n,

$\frac{d\psi}{dt}$ — prędkość kątowa obrotu względem osi n,

ψ — odchylenie kątowe.

Parametrami związanymi z konstrukcją samolotu są: J_n, D_n, S_n, m_k, natomiast można zmieniać parametry K, u, $\frac{1}{a}$. Z równania (3.44) widać od razu od jakich parametrów zależą poszczególne jego współczynniki.

Wybór prawa sterowania posiada podstawowe znaczenie dla zachowania się samolotu zaopatrzonego w pilota automatycznego.

Dla przykładu przyjmijmy najpierw, że impulsu sterującego dostarcza np. odchylenie kierunkowe: $\beta = a\psi$ — stąd na podstawie (3.41) jest

$$M_k = m_k\beta = m_k a\psi = S_{PA}\psi \quad \text{gdzie} \quad S_{PA} = m_k a$$

Równanie samolotu jako układu swobodnie drgającego przybierze teraz postać:

$$J_n\frac{d^2\psi}{dt^2} + D_n\frac{d\psi}{dt} + S_n\psi + M_k =$$

$$= J_n\frac{d^2\psi}{dt^2} + D_n\frac{d\psi}{dt} + (S_n + S_{PA})\psi = 0 \quad (3.45)$$

Wyciągamy stąd ważny wniosek, że sterowanie oparte na *odchyleniu kierunkowym* powiększa statyczną stateczność kierunkową z S_n do $S_n + S_{PA}$.

Przeprowadzając krótką dyskusję równania (3.45) dochodzimy do następujących wyników: częstotliwość kierunkowych oscylacji samolotu wyrazi się wzorem:

$$\omega = \frac{1}{T} = \sqrt{\frac{S_n + S_{PA}}{J_n} - \left(\frac{D_n}{2J_n}\right)^2}$$

Gdy $\frac{S_n + S_{PA}}{J_n} = \left(\frac{D_n}{2J_n}\right)^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (3.46\,a)$

wówczas mamy do czynienia z t. zw. *tłumieniem krytycznym* ($\omega = 0$). Sterowność dostarczona przez pilota automatycznego S_{PA} spełniająca podany wyżej warunek tłumienia krytycznego odpowiada wartości maksymalnej czułości.

Gdy $\frac{S_n + S_{PA}}{J_n} > \left(\frac{D_n}{2J_n}\right)^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; (3.46\,b)$

wówczas występuje *tłumienie podkrytyczne* charakteryzowane oscylacjami o częstotliwości „ω"

Gdy $\frac{S_n + S_{PA}}{J_n} < \left(\frac{D_n}{2J_n}\right)^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; (3.46\,c)$

wtedy jest to t. zw. *tłumienie nadkrytyczne* o asymptotycznym charakterze powrotu do położenia pierwotnego.

Z układu (3.46) wynika również, że gdy w szczególności D_n jest prawie krytyczne (bez uwzględnienia S_{PA} to zastosowanie pilota automatycznego, czyli wprowadzenie składnika S_{PA} może zadecydować o powiększeniu oscylacji (przesterowanie) lub o powiększeniu asymptotycznego charakteru powrotu (za mała sterowność).

Przyjmijmy teraz relację (3.2) czyli sterowanie oparte na impulsie dostarczanym przez odchylenie kątowe ψ i jego prędkość kątową ψ':

$$\beta = a\psi + b\psi'$$

$$\text{oraz} \quad M_k = m_k\beta = m_k a\psi + m_k b\frac{d\psi}{dt} =$$

$$= S_{PA}\psi + D_{PA}\cdot\frac{d\psi}{dt}$$

zatem:

$$J_n\frac{d^2\psi}{dt^2} + D_n\frac{d\psi}{dt} + S_n\psi + M_k =$$

$$= J_n\frac{d^2\psi}{dt^2} + (D_n + D_{PA})\frac{d\psi}{dt} + (S_n + S_{PA})\psi = 0 \ldots (3.47)$$

Przeprowadzając dyskusję jak wyżej dochodzimy do następujących wniosków:

Impuls dostarczany przez prędkość kątową ψ' powiększa współczynnik tłumienia o wartość D_{PA} toteż stanowi on dogodny sposób powiększenia tłumienia samolotu, gdy tłumienie własne jest zbyt małe. Zapewnia on zarazem możliwość uzyskania dokładnego sterowania przez wzajemną kompensację przesterowania i dużego tłumienia.

Uwzględnijmy jeszcze wpływ trzeciego impulsu, niekiedy stosowanego, a mianowicie impulsu opartego na przyspieszeniu kątowym ψ'', wtedy:

$$\beta = a\psi + b\psi' + c\psi''$$

$$M_k = m_k \cdot \beta = m_k a\psi + m_k b\psi' + m_k c\psi'' =$$

$$= S_{PA}\psi + D_{PA}\frac{d\psi}{dt} + J_{PA}\frac{d^2\psi}{dt^2}$$

zatem:

$$J_n\frac{d^2\psi}{dt^2} + D_n\frac{d\psi}{dt} + S_n\psi + M_k =$$

$$= (J_n + J_{PA})\frac{d^2\psi}{dt^2} + (D_n + D_{PA})\frac{d\psi}{dt} +$$

$$+ (S_n + S_{PA})\psi = 0 \quad . \quad . \quad . \quad (3.48)$$

Stąd widać, że impuls przyspieszenia kątowego powoduje fikcyjny wzrost bezwładności masy samolotu, co należy rozumieć w ten sposób, że wpływ tego impulsu na zachowanie się samolotu jest taki, jak wpływ wzrostu masy. Jest to zupełnie oczywiste, jeśli się uwzględni, że impuls przyspieszenia wywołuje np. opóźnianie wychylenia steru, tym samym zmniejsza moment obrotowy i związane z nim przyspieszenie kątowe obrotu — działa więc jak pozornie zwiększona masa. Ale oddziaływanie przyspieszenia uzależnione jest od konstruktora, może więc być dodatnie lub ujemne. W drugim przypadku powiększamy sterowność samolotu, wprowadzając fikcyjny ujemny moment bezwładności J_{PA}

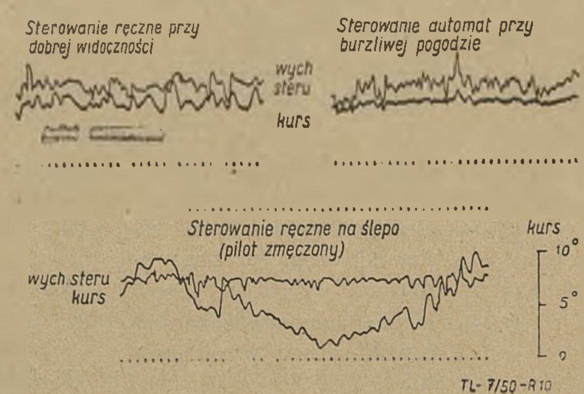
Impuls przyspieszenia stosuje się zwłaszcza wtedy, gdy reakcja samolotu na ruchy steru jest szybka, a opóźnienie między wytworzonym impulsem i wywołanym przez niego wychyleniem steru dość duże.

Podobne rozumowanie można przeprowadzić dla pozostałych osi samolotu, chciałbym tylko podkreślić, że uzyskaną przejrzystość wyników zawdzięcza się dość daleko posuniętym upraszczającym założeniom.

Na zakończenie tego rozdziału należy jeszcze dodać kilka uwag na temat charakteru samego sterowania. Otóż stateczność wynikająca z dobrze dobranych charakterystyk samolotu oraz zastosowanie pilota automatycznego pracującego wg relacji *(3.1)*, a w odniesieniu do osi pionowej wg relacji *(3.2)* zapewnia t. zw. miękkie sterowanie. Uwzględnienie impulsów prędkości kątowej w odniesieniu do wszystkich osi daje już twardsze sterowanie. Bardzo twarde sterowanie występuje w przypadku wprowadzenia impulsów przyspieszeń kątowych. W ślad za tym wzrasta dokładność sterowania, ale równocześnie rosną wymagania wytrzymałościowe odnośnie całej konstrukcji.

Aby nie dopuścić do zbyt wielkich przeciążeń stosujemy m. in. ograniczenie mocy serwomotorów zabezpieczając się w ten sposób przed nadmiernymi momentami sterującymi, ograniczamy prędkość kątową wychyleń steru, co chroni samolot przed powstawaniem zbyt wysokich częstotliwości oscylacji, w celu zmniejszenia sił na sterownicy wprowadzamy automatyczne nastawianie klapek wyważających itp.

Własna stateczność samolotu nigdy nie jest w stanie zastąpić automatycznego sterowania, gdyż zapewnia sterowanie wg zmiennych parametrów otaczającego powietrza, podczas gdy pilot automatyczny prowadzi samolot wg niezmiennych, w odniesieniu do otoczenia, parametrów żyroskopowych, toteż umożliwia wg *Oven'a* uzyskanie dokładności lotu w burzliwym powietrzu nawet rzędu $\frac{1}{2}^0$.



Rys. 10.

Rys. 10 przedstawia wykresy pozwalające porównać lot samolotu prowadzonego ręką wprawnego pilota z lotem sterowanym automatycznie. Widoczna jest znacznie większa równomierność ostatniego.

Dokończenie nastąpi.

JERZY WOLF

Chłodzone łopatki turbin spalinowych

Artykuł poświęcony jest aktualnemu obecnie zagadnieniu chłodzenia łopatek turbin spalinowych. W części wprowadzającej omówiono pokrótce materiały używane obecnie na łopatki oraz typowe konstrukcje i sposoby chłodzenia, w części teoretycznej omówiono warunki wymiany ciepła, wpływ liczby Reynoldsa i warstwy przyściennej oraz wyprowadzono wzory na rozkład temperatur wzdłuż łopatki i na ilość ciepła przechodzącego ze spalin do łopatek dla różnych rodzai łopatek. W uwagach końcowych poruszono kwestię nierównomiernego rozkładu temperatur wzdłuż cięciwy łopatki, pominiętą przy poprzednich obliczeniach.

OZNACZENIA:

$a = \frac{\lambda}{c_p \gamma}$ współczynnik przewodzenia temperatury — $m^2/godz$

c_p — ciepło właściwe gazu przy stałym ciśnieniu — $Kal/Kg\ {}^0C$

C — 1. cięciwa łopatki — m

2. współczynnik promieniowania danego ciała — $\frac{Kal}{m^2\ godz\ {}^0K^4}$

F — powierzchnia przejmowania względnie opromieniowania — m^2

f — powierzchnia przekroju łopatki — m^2

l — długość łopatki — m

M — wydatek wagowy powietrza — $kg/godz$

Nu — liczba Nusselta

Q — maksymalna możliwa do odprowadzenia ilość ciepła — $Kal/godz$

$Q = c_p M (T_g - T_p)$;

$\triangle Q$ — ciepło odprowadzone wskutek chłodzenia — $Kal/godz$

Q_d — ciepło doprowadzone do łopatki drogą przejmowania — $Kal/godz$

Q_{ok} — ciepło odprowadzone od łopatki drogą przejmowania — $Kal/godz$

Q_o — ciepło odprowadzone od łopatki drogą przewodzenia — $Kal/godz$

Pe — liczba Pécleta

Pr — liczba Prandtla

Re — liczba Reynolds'a

S — obwód profilu łopatki — m

s — podziałka koła turbinowego — m

T — temperatura według umownej skali — ${}^0C, /{}^0K/$

T_c — temperatura chłodziwa (chłodzącego powietrza) — ${}^0C, /{}^0K/$

W — równoważnik wodny powietrza chłodzącego — kg/god

w — prędkość względna gazu — m/sek

α — współczynnik przejmowania ciepła — $\frac{Kal}{m^2\ godz\ {}^0C}$

γ — 1. ciężar właściwy — kg/m^3

2. współczynnik liczbowy

λ — współczynnik przewodzenia — $\frac{Kal}{m\ godz\ {}^0C}$

μ — współczynnik lepkości (dynamicznej) — $kg\ m\ sek$

σ — stała Stephana - Boltzmana

g — odnosi się do gazu

$ł$ — odnosi się do łopatki

m — odnosi się do metalu łopatki

p — odnosi się do podstawy łopatki

w — odnosi się do wewnętrznej powierzchni łopatki

z — odnosi się do zewnętrznej powierzchni łopatki

WSTĘP

Łopatki wysokosprawnych turbin spalinowych są z reguły chłodzone, ponieważ metalurgia dzisiejsza nie dysponuje materiałami wystarczająco odpornymi na działanie wysokich temperatur. Utrzymanie temperatury w granicach dopuszczalnych dla danego materiału łopatki osiąga się przede wszystkim przez obniżenie temperatury gazów wchodzących na wirnik turbiny przy zastosowaniu dużych nadmiarów powietrza (np. w silniku *Ju-004* wynosił on *4*). Tą drogą temperaturę spalin obniżamy do około *800 — 750° C.* W tych warunkach stosunkowo krótki czas pracy znanych stopów specjalnych jest rzędu kilkuset godzin i dla utrzymania sprawności konieczne jest chłodzenie łopatek.

Okoliczności te narzucają konstruktorowi wirnika następujący sposób postępowania:

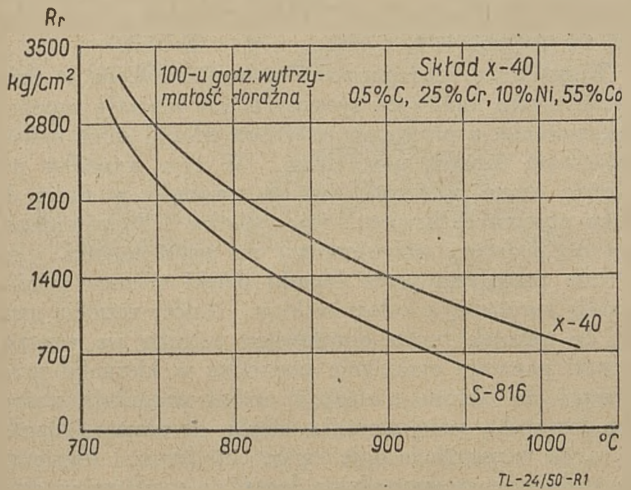
1. Osiągnięcie minimum temperatury łopatek przez zastosowanie możliwie najbardziej skutecznego chłodzenia wewnętrznego.

2. Dobranie minimalnego (ze względu na materiał łopatki) nadmiaru powietrza dla przewidywanej skuteczności chłodzenia wewnętrznego.

Chłodzenie łopatek ze względu na ich szczególnie trudne warunki pracy (siły masowe, drgania, rozkład temperatur, utlenianie) jest dominującym zagadnieniem turbiny spalinowej. W znacznie korzystniejszych warunkach, ze względu na naprężenia, są pozostałe elementy silnika (z wyjątkiem tarczy wirnika), mianowicie: wieniec kierownic, kanał wylotowy, a nawet komora spalania.

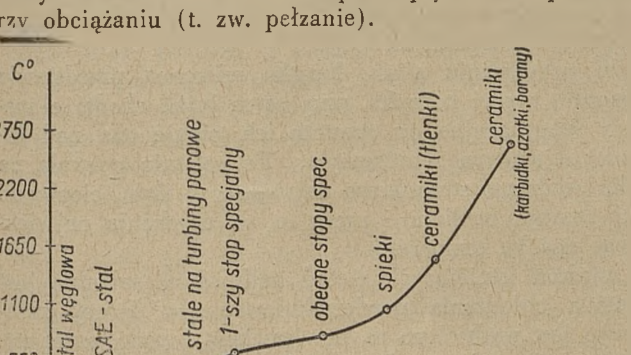
1. MATERIAŁY STOSOWANE W BUDOWIE WIRNIKÓW TURBIN SPALINOWYCH.

Praca naukowa w dziedzinie materiałów odpornych na wysokie temperatury datuje się od względnie niewielu lat, w ciągu których został dokonany wybitny postęp. Pierwszy ze stopów specjalnych użyty na łopatki turbiny został opatentowany w roku *1934* (początkowo był stosowany na sztuczne szczęki). W czasie minionej wojny intensywne prace badawcze prowadzone były w różnych państwach. W wyniku sporządzono szereg nowych stopów o wysokich własnościach fizycznych, korzystnych konstrukcyjnie — t. zn. o dużej wytrzymałości na rozerwanie, małym pełzaniu i dużej odporności na korozję. Stopy te mogły pracować w zakresie temperatur do *800° C*. Wyniki stugodzinnego rozciągania do zerwania otrzymane przez *Freemana i Cross'a* dla dwóch z lepszych stopów przedstawia *rys. 1*.



Rys. 1.

Oba te stopy składają się z podobnych metali: kobaltu, chromu i niklu. Z nich kuty stop *X-40* jest nieco wytrzymalszy na rozciąganie i na pełzanie. Zastosowanie tych stopów *(do 800° C)* ograniczone jest naskutek trwałych odkształceń w czasie pod wpływem temperatur przy obciążaniu (t. zw. pełzanie).



Rys. 2.

Na wykresie (2) sporządzonym przez *Johna H. Collinsa z N. A. C. A. — Lewis Laboratory* pokazany jest chronologicznie rezultat badań nad materiałami o dużej odporności na działanie wysokich temperatur z pewnego rodzaju ekstrapolacją na przyszłość.

Możliwość zwiększenia temperatur procesów zachodzących na łopatkach turbiny spalinowej związana jest z rozwojem:

1. stopów metalowych o nowych bazach, takich jak molibden i tungsten.

2. kombinacji metali z tlenkami, azotkami lub węglikami otrzymanymi drogą prasowania i spiekania w formach lub odlewania i wreszcie

3. z rozwojem materiałów ceramicznych — najbardziej odpornych na wysokie temperatury.

W pierwszej kategorii został dokonany wielki postęp w badaniach laboratoryjnych stopów o podstawie chromowej. Stopy te mogą być stosowane do temperatury *870°C* jak np. *Nimonic — 80* o zawartości *80% Ni* ok. *15% Cr*, reszta *Fe, W, Mo*. Jednakże wytrzymałość na uderzenia tych stopów jest mniejsza od wytrzymałości stopów o bazie kobaltowej. W najbliższych latach można się spodziewać tego typu stopów zdolnych do pracy w temperaturach do *1000° C* co może pociągnąć za sobą poważne wysiłki i koszty, zwłaszcza że materiały te muszą nie tylko znosić trudne warunki pracy, lecz także ich procesy fabrykacyjne winny być nieskomplikowane. Należy przypomnieć, że Niemcy w swoich silnikach odrzutowych *Ju-004* i *B.M.W.-003* stosowali stop chromoniklowy Tinidur o składzie: *0,5% C, 30% Ni, 15% Cr, 1,7% T* oraz stop chromomanganowy t. zw. *Chromadur* o zawartości *12% Cr* i *18% Mn*.

Jeżeli chodzi o drugą grupę materiałów odpornych na działanie wysokich temperatur t. zn. o spieki to badania rokują wyniki szybsze i lepsze niż nad stopami czystych metali, wobec tego, że kombinacje ceramików i metali (zwane przez Anglików „*ceramal*") zachowują się lepiej w wysokich temperaturach niż ich składniki.*)

Np. kombinacja karbidku tytanu i metalicznego kobaltu jest wytrzymalsza na wysokie temperatury niż czysty kobalt lub karbidek tytanu. W ogóle materiały o bazie karbidowej są bardzo pożądane ze względu na ich wysokie przewodnictwo cieplne, które ma zasadniczy wpływ na odporność materiału na t. zw. wstrząsy termiczne (zmienność gradientu temp. w czasie). Poza tym łopatka turbiny wykonana z materiału o wysokim przewodnictwie pozwala na szybkie odprowadzenie ciepła ze swojej powierzchni do tarczy wirnika chłodząc się w ten sposób. Wysokie przewodnictwo cieplne jest ponadto pożądane dla łopatek chłodzonych z uwagi na trudność odprowadzenia ciepła z krawędzi spływu łopatki, która ze względów aerodynamicznych jest cienka, uniemożliwiając w tym miejscu chłodzenie wewnętrzne. W ogóle chłodzenie krawędzi spływu łopatki turbiny spalinowej jest jednym z trudniejszych problemów, w którym względy aerodynamiczne, technologiczne i obróbkowe walczą o lepsze.

Ostatnio zwrócono uwagę na użycie tlenków w kombinacji z metalami, jako bardzo odpornych na korozję w wysokich temperaturach w porównaniu ze stosunkowo niską odpornością „spieków" o bazie węglików. Jedną

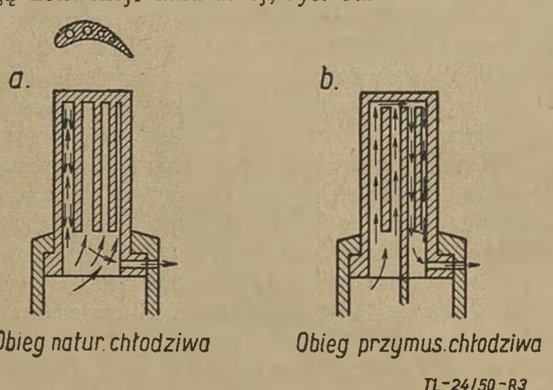
*) Termin polski „spieki" ma zakres mniejszy od angielskiego „ceramals" obejmującego materiały nie tylko otrzymywane drogą spiekania, ale wszystkie możliwe kombinacje metali z ceramikami bez względu na sposób ich otrzymania.

z najcenniejszych cech tych materiałów jest ich niski ciężar właściwy, który umożliwia zredukowanie ciężaru łopatki o *1/2* do *2/3* w stosunku do łopatki ze stopu.

Jeżeli wreszcie chodzi o trzecią grupę materiałów t. zn. o czyste ceramiki, to mogą one znaleźć zastosowanie zarówno jako materiały na łopatki turbin, jak i też jako powłoki ochronne, co już w kilku konstrukcjach miało miejsce. W tym wypadku powłoki ceramiczne chronią przede wszystkim łopatkę przed utlenieniem, czyli poprostu przed przepaleniem. Rola powłoki jako izolacji cieplnej jest drugorzędna. Ceramiki posiadają dość dobrą wytrzymałość i odporność na deformację w wysokich temperaturach, w niskich zaś są bardzo kruche. Zawartość tlenków, skądinąd składnika korzystnego, jest też przyczyną rys (pęknięć powierzchniowych), zaś karbidki, azotki i borany nie są wytrzymałe na utlenianie. Kruchość ceramików może być praktycznie tragiczna, co ma miejsce szczególnie wtedy, gdy materiał przechodzi przy zmianie temperatury przeobrażenia wewnętrzne, powodujące zmianę objętości, a wskutek tego pękanie. Niska wartość współczynnika przewodnictwa tych materiałów (około *0,7 Kal/m godz.° C*) idzie w parze z dużą wrażliwością na wstrząsy termiczne. Ceramiki posiadają naogół niewielki współczynnik rozszerzalności cieplnej, dlatego dla powłok specjalnym zagadnieniem jest zamocowanie kompozycji na metalu, co w ogóle może mieć miejsce o ile kompozycja będzie miała współczynnik rozszerzalności cieplnej niewiele różny od metalu łopatki.

2. METODY CHŁODZENIA WIRNIKÓW TURBIN SPALINOWYCH.

Pierwsze prace nad chłodzeniem wirników i łopatek turbin spalinowych zapoczątkowali Niemcy w roku *1935*. Prace te dotyczyły łopatek turbin stacyjnych, dla których zastosowano chłodziwo płynne. Prof. *E. Schmidt* (z L. F. A. Braunschweig) zaprojektował chłodzony wodą wirnik, który pracował pomyślnie przy temperaturze gazów dolotowych *1470° C*. Łopatki chłodzone były drogą konwekcji naturalnej, *rys. 3a*.



Rys. 3a, b.

Miały one szereg ślepych otworów, które zapełniała woda doprowadzana z tarczy wirnika. W czasie jego pracy woda podlegała działaniu przyśpieszenia dośrodkowego. W tym, bardzo zresztą silnym polu potencjalnym, zachodził intensywny, konwekcyjny obieg wody w kanalikach na skutek zwiększania się objętości wody ogrzanej. Mianowicie woda zimna dopływająca do podstawy łopatki płynęła środkiem kanalika w kierunku końca łopatki, zaś gorąca wracała przy brzegach. Przy panujących tam ciśnieniach (u podstawy łopatki około *40* kG/cm^2, zaś na końcu *200* kG/cm^2) nie zachodziło odparowanie wody — miało to miejsce dopiero po zejściu z wirnika. Przy wyżej podanej temperaturze gazów dolotowych temperatura zewnętrznej ściany łopatki u podstawy wynosiła około *655° C*, zaś na końcu *840° C*.

Poza opisanym systemem naturalnym chłodzenia łopatek stosowany był przymusowy obieg chłodziwa *(rys. 3b)*. W obu wypadkach woda była dostarczana do wirnika za pomocą kolektorów podobnych do tych jakie stosowane są w odladzaczach śmigieł lub takich jakie były stosowane do smarowania silników tłokowych starszego typu.

Chłodzenie wirnika za pomocą płynu wiąże się z trudnościami doprowadzenia i odprowadzenia chłodziwa. Poza tym urządzenie komplikuje się z powodu konieczności użycia izolowanego obiegu chłodziwa, wyposażonego w pompę i chłodnicę. Ta ostatnia tylko w warunkach stacyjnych, przy wykorzystaniu pary, może okazać się niepotrzebna.

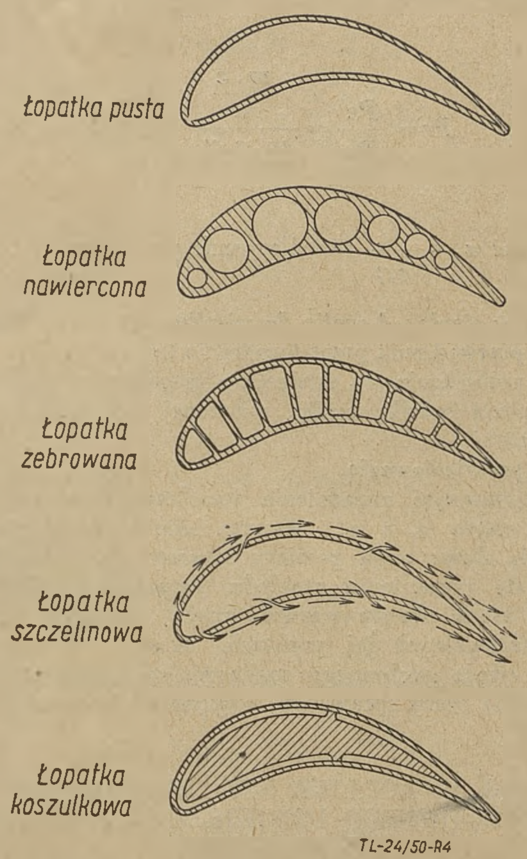
Wymienione niedogodności spowodowały, że w dziedzinie turbin lotniczych systemy te nie znalazły zupełnie zastosowania, a prawo obywatelstwa zdobył sobie system chłodzenia łopatek powietrzem. W tym wypadku powietrze zimne pobierane jest ze sprężarki w ilości do kilku procent całkowitego jej wydatku i doprowadzane jest do podstawy przewierconej na wylot łopatki. Powietrze przepływa przez łopatki dzięki różnicy ciśnień między sprężarką a kołem turbiny. Należy zwrócić uwagę, że wskutek ruchu obrotowego wirnika we wnętrzu łopatki powstaje cyrkulacja powietrza w kierunku przeciwnym do obrotu wirnika,*) która powoduje wzrost współczynnika przejmowania ciepła wewnątrz łopatki α_w , co w rezultacie daje lepsze chłodzenie. Powietrze po spełnieniu swego zadania łączy się z głównym strumieniem gazów przepływających przez wieniec łopatek.

Przy przeprowadzaniu oceny jakościowej istniejących rozwiązań konstrukcyjnych i metod chłodzenia *(rys. 4)* rzuca się przede wszystkim w oczy nieoszczędna gospodarka powietrzem, w przypadku łopatki pustej (ze względu na stosunkowo małą czynną powierzchnię przejmowania ciepła w odniesieniu do ilości przepływającego powietrza, np. łopatki *Ju-004)*.

W porównaniu z nią łopatka wiercona przedstawia znacznie więcej korzyści, przy czym jeżeli chodzi o metody fabrykacyjne, to prostotą ich góruje ona nad łopatką o wnętrzu żebrowanym. Ta ostatnia pozwala na odprowadzenie stosunkowo największych ilości ciepła do chłodzącego medium i przez to na uzyskanie największego spadku temperatur.

Spośród istniejących metod najbardziej subtelną jest metoda chłodzenia powierzchniowego, w której chłodziwo jest wydzielane na powierzchnię łopatki przez istniejące w niej szczelinki, dzięki czemu powierzchnia pokrywa się laminarną warstewką izolacyjną chłodziwa, zapobiegająca, bezpośredniemu zetknięciu się gorących spalin z łopatką. Ze względu na brak liczniejszych wiadomości na temat tej metody w literaturze zagranicznej należy przypuszczać, że nie zdała ona egzaminu swej

*) zjawisko analogiczne do zachodzącego na wirniku pompy lub sprężarki odśrodkowej.



Rys. 4.

użyteczności, choćby ze względu na to, że charakter jej wymaga możliwie dokładnej znajomości przepływu przez palisadę łopatek, co jest związane z licznymi badaniami laboratoryjnymi. Metoda ta nasuwa wiele zastrzeżeń, szczególnie jeżeli chodzi o wirniki przeznaczone do pracy w zmiennych warunkach i przy różnych obciążeniach, co ma miejsce w turbinach lotniczych.

Duże możliwości ma przed sobą konstrukcja łopatki chłodzonej powietrzem, którą możnaby nazwać koszulkową. Łopatka tego typu składa się z rdzenia o kształcie odpowiadającym jej profilowi, lecz od niej mniejszym oraz koszulki z blachy. Chłodziwo przepływa w szczelinie między koszulką a rdzeniem spełniając dwa zadania — chłodząc koszulkę i izolując ją od rdzenia, którego temperatura może być przez to wybitnie obniżona w porównaniu z temperaturą jaka ustaliłaby się, gdyby przepływu powietrza nie było. System ten stwarza bardzo korzystne warunki pracy rdzenia, który przenieść może większą część siły masowej łopatki i siłę gazową. Koszulka będzie tylko rozciągana i obciążona poprzecznie siłami gazowymi, o ile będzie zamocowana jedynie u podstawy, lub w wypadku dwustronnego zamocowania, łopatka musi być rozpatrzona jako układ statycznie niewyznaczalny ze względu na różnicę temperatur koszulki i rdzenia, jak też — związaną z tym pewną zmianę modułu sprężystości oraz różnicę wydłużeń. Przy ostatnim sposobie zamocowania powstają w koszulce pod działaniem sił masowych, powyżej pewnej wartości promienia, naprężenia ściskające, rosnące w miarę zbliżania się ku końcowi łopatki. Zamocowanie koszulki u podstawy łopatki i na końcu pozwoli więc na znaczne zredukowanie maksymalnych naprężeń rozciągających w koszulce u podstawy łopatki i w ogóle utrzymanie ich w granicach dopuszczalnych dla jej materiału.

3. RUCH CIEPŁA I ROZKŁAD TEMPERATUR NA ŁOPATKACH TURBIN SPALINOWYCH.

W układzie, w którym zachodzi ruch ciepła istnieją punkty o temperaturach w danej chwili jednakowych. Punkty te leżą na powierzchniach izotermicznych. Ruch ciepła odbywa się w kierunkach prostopadłych do powierzchni izotermicznych.*)

Wydatek ciepła wyrażający się ilością ciepła przepływającego przez jednostkowy element powierzchni zależy od stałego współczynnika λ i gradientu temperatury $\frac{dT}{dx}$. Ruch ciepła będzie ustalony, jeżeli powierzchnie izotermiczne będą stałe. Ruch ciepła będzie nieustalony, jeżeli powierzchnie izotermiczne będą się zmieniać w czasie. W interpretacji matematycznej dla ustalonego przepływu ciepła będziemy mieli warunek, że *div grad* $T = 0$, zaś dla nieustalonego *div grad* $T \neq 0$.

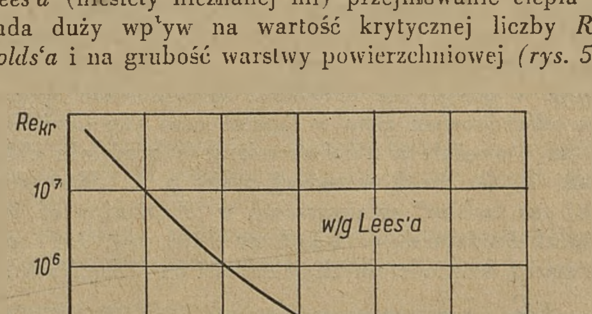
Ruch ciepła na kole turbiny spalinowej przyjmujemy za ustalony, co oczywiście ma miejsce tylko w wypadku całkowitej równowagi termodynamicznej i wtedy, gdy przepływ gazów będzie także ustalony.

Do rozwiązania zagadnienia chłodzenia łopatki dochodzimy przez:

1. ocenę przejmowania ciepła od strumienia gazów do powierzchni łopatki i jego współczynnika α_z

2. ocenę współczynnika przejmowania ciepła przez chłodziwo od wewnętrznej powierzchni łopatki α_w

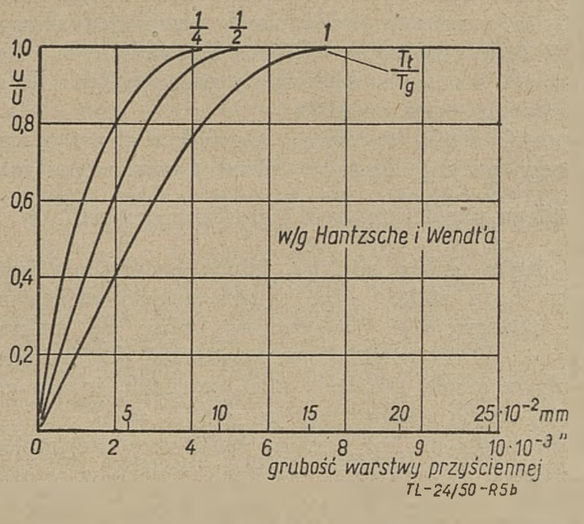
Dla oznaczenia α_z zasadniczą rolę odgrywa znajomość rozkładu prędkości w przestrzeni między parą łopatek, a szczególnie znajomość natury warstwy powierzchniowej, w której przepływ jest laminarny (stosunek $\frac{R_e}{R_{e\,kryt}}$) głównego strumienia spalin. Według pracy *Lees'a* (niestety nieznanej mi) przejmowanie ciepła posiada duży wpływ na wartość krytycznej liczby *Reynolds'a* i na grubość warstwy powierzchniowej *(rys. 5a)*.



Rys. 5a.

*) Powierzchnie takie istnieją niezależnie od tego czy przez układ odbywa się przepływ ośrodka przewodzącego ciepło, czy też ośrodek ten tylko go wypełnia.

Z jego badań wynika, że ruch ciepła w kierunku łopatki powoduje wzrost krytycznej liczby *Reynoldsa*, co jest korzystne z punktu widzenia chłodzenia łopatki. Wobec tej okoliczności nie wyjaśnione jest malenie grubości warstwy laminarnej powierzchniowej ze wzrostem przejmowania ciepła, jak podaje *Hantsche* i *Wendt* (rys. 5b).



Rys. 5b.

Ponadto na grubość i trwałość warstwy powierzchniowej, a także na wartość lokalnej krytycznej liczby Reynolds'a ma pewien wpływ zakrzywienie łopatki przy czym badania wykazują, że tylko po wklęsłej stronie łopatki, gdzie zachodzi wzrost ciśnienia maleje ona w sposób widoczny.

Prace zmierzające do określenia lokalnych prędkości i temperatur były prowadzone przez *Kármána, Tsiena* i *Ebersa* i dały podstawę od teoretycznego ujęcia tego zagadnienia, mającego bezpośredni związek i wpływ na współczynnik α_z , choć jak dotąd decydującą rolę odgrywają w tej dziedzinie metody eksperymentalne. Te ostatnie służą też do określenia współczynnika przejmowania ciepła wewnątrz łopatki α_w , ze względu na komplikacje w przepływie chłodziwa spowodowane sprężaniem odśrodkowym gazu w łopatce oraz siłą *Coriolisa*, jak też i wynikłe z nierównomiernego rozdziału chłodziwa. *A. G. Smith* w swojej pracy p. t. *„Heat flow in the gas turbine"* zamieszczonej w *„Institution of Mechanical Engineers" (Proceedings 1948, vol. 159)* podaje szereg doświadczalnych zależności na liczbę *Nusselta*

$$Nu = \frac{\alpha C}{\lambda} \quad .^{*})$$

Ogólnie *Nu* daje się wyrazić

$$Nu = f\left(Re, Pr, \frac{\triangle Q}{Q}, \frac{s}{S}, \alpha, T\right)$$

*) Niemianowana liczba Nusselta wraz z liczbami: Pécleta, Prandtla, Fouriera, Grashofa ma w teorii termodynamicznego podobieństwa podobne znaczenie jak liczba Reynoldsa w teorii podobieństwa hydromechanicznego. (Wywód prawa podobieństwa termodynamicznego M. A. Michiejew „Osnowy Tiepłopieriedaczi", *str. 51—64*).

gdzie

$$Pr = \frac{Pe'}{Re} = \frac{\dfrac{w \cdot c}{a}}{\dfrac{w \cdot c \cdot \gamma}{\mu}} = \frac{c_p \mu}{\lambda}$$

ponieważ $a = \dfrac{\lambda}{c_p \gamma}$ (współczynnik przewodzenia temp.)

Przepływ ciepła od spalin do wirnika odbywa się drogą:

1) przewodzenia przez łopatkę do tarczy wirnika,

2) przenikania do strumienia powietrza chłodzącego przez ściankę pustej, wierconej lub żebrowej łopatki,

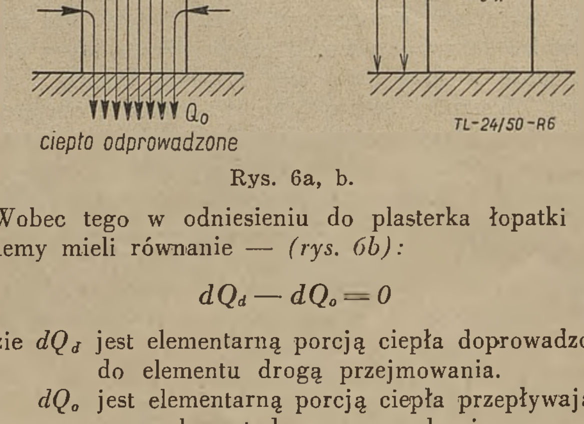
3) promieniowania.

Pozostawiając zagadnienie współczynników przejmowania ciepła α_z i α_w otwarte, jako że w tej sprawie ostatnie słowo mają pomiary laboratoryjne, przejdźmy teraz do zagadnienia rozkładu temperatur wzdłuż łopatki, która określa warunki pracy materiału łopatki w poszczególnych jej punktach, oraz do wyznaczenia ilości ciepła odebranego spalinom, co znowu ma znaczenie dla oceny sprawności, względnie bilansu cieplnego turbiny.

3, 1. ŁOPATKA BEZ CHŁODZENIA WEWNĘTRZNEGO POWIETRZEM CHŁODZONA U PODSTAWY.

3, 1, 1. ŁOPATKA WIRNIKA O STAŁYM PRZEKROJU.

W tym przypadku ruch ciepła odbywa się drogą przewodzenia go do tarczy wirnika „omywanego" np. zimnym prądem powietrza, przez co temperaturę podstawy łopatki T_p można będzie uważać za stałą. Całkowita ilość ciepła doprowadzona do powierzchni łopatki przepłynie przez jej podstawę i zostanie oddana wirnikowi (rys. 6a).



Rys. 6a, b.

Wobec tego w odniesieniu do plasterka łopatki będziemy mieli równanie — *(rys. 6b):*

$$dQ_d - dQ_o = 0$$

gdzie dQ_d jest elementarną porcją ciepła doprowadzoną do elementu drogą przejmowania.

dQ_o jest elementarną porcją ciepła przepływającą przez element drogą przewodzenia.

$$dQ_d = \alpha_z S_z (T_g - T_l) \partial x$$

$$dQ_o = \frac{\partial Q_o}{\partial x} \partial x = \frac{\partial \left(f \frac{\lambda_m}{\partial x} \frac{dT}{dx} \partial x \right)}{\partial x} \partial x =$$

$$= f \lambda_m \frac{d^2 T}{dx^2} \partial x ;$$

Wobec tego otrzymamy

$$-\frac{d^2 T}{dx^2} f \lambda_m + S_z \alpha_z (T_g - T_l) = 0$$

Z uwagi na to, że $T_g = const$ (co oznacza że $\frac{d^2 T_g}{dx^2} = 0$) możemy napisać

$$\frac{d^2 (T_g - T_l)}{dx^2} f \lambda_m + S_z \alpha_z (T_g - T_l) = 0$$

zaś po podstawieniu zewnętrznej liczby *Nusselta*

$$Nu_z = \frac{\alpha_z \, C}{\lambda_g}$$

otrzymamy to równanie w postaci

$$\frac{d^2 (T_g - T_l)}{d\left(\frac{x}{l}\right)^2} + (T_g - T_l) \left[Nu_z \frac{S_z}{c} \frac{l^2}{f} \frac{\lambda_g}{\lambda_m} \right] = 0 \qquad (1)$$

Jeżeli wielkość w nawiasie kwadratowym oznaczymy przez γ^2, otrzymamy rozwiązanie ogólne tego równania w postaci następującej:

$$(T_g - T_l) = A e^{\frac{\gamma x}{l}} + B e^{\frac{-\gamma x}{l}}$$

Dla wyznaczenia stałych A i B korzystamy z warunków brzegowych, mianowicie:

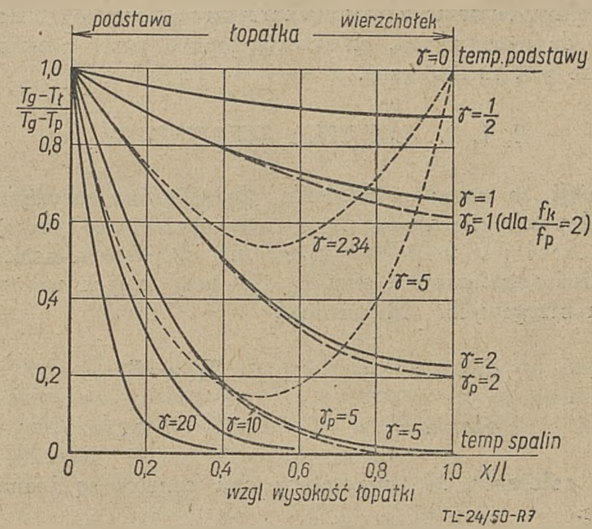
dla $x = l$ $\frac{dT_l}{dx} = 0$ co odpowiada przyjęciu, że przez koniec łopatki ciepło nie dochodzi,

dla $x = 0$ $T_l = T_p$

W ten sposób otrzymamy równanie określające rozkład temperatur na łopatce

$$(T_g - T_l) = (T_g - T_p) \frac{\cosh \gamma \left(1 - \frac{x}{l} \right)}{\cosh \gamma} \qquad (2)$$

Przedstawiając tę zależność wykreślnie dla różnych wartości γ otrzymamy, że dla $\gamma = 0$, czyli gdy $\lambda_m = \infty$ $T_l = T_p$ t. zn. cała łopatka miałaby temperaturę swojej podstawy (łopatka byłaby idealnie chłodzona). Dla rosnących γ temperatura łopatki w pobliżu jej końca będzie szybko rosła, zbliżając się na coraz większej dłu-



Rys. 7.

gości do temperatury spalin. Np. dla $\gamma = 20$ tylko mała część łopatki w pobliżu podstawy będzie chłodzona skutecznie.

Zwróćmy uwagę, że γ zależy od trzech czynników:

1) Od wartości zewnętrznej liczby Nusselta Nu_z czyli w głównej mierze od zewnętrznego współczynnika przejmowania ciepła α_z (dla rosnących ich wartości otrzymujemy coraz wyższe γ i niekorzystne rozkłady temperatur).

2) Od stosunku $\frac{\lambda_g}{\lambda_m}$, którego wzrost też niekorzystnie wpływa na rozkład temperatur.

3) Od wartości wyrażenia $\frac{S_z}{c} \frac{l^2}{f}$, w którym $\frac{S_z}{c}$ nie może być nigdy mniejsze od 2 (spotykane wartości zawierają się między 2,05 a 2,5), zaś $\frac{l^2}{f}$ określa smukłość łopatki. Podobnie wzrost tych wartości powoduje niekorzystny rozkład temperatur.

Logiczne przypuszczenie odnośnie wpływu tych czynników na rozkład temperatur znalazło w ten sposób matematyczne potwierdzenie.

Dla przykładu i ilustracji liczbowej powyższej dyskusji weźmy dwa krańcowe wypadki:

	$\frac{S_z}{c}$	$\frac{l^2}{f}$	λ_g (Kal m godz. °C)	λ_m (Kal m godz. °C)	γ
wypadek korzystny	2,4	5,5	0 042 powietrze przy 415 °C	330 miedź przy 20° C	0,83
wypadek niekorzystny	2,2	8,3 25% - towy profil o $l = 3c$	— „ —	17,5 stop ognioodporny przy 415 °C	18,9

Widzimy, że w wypadku niekorzystnym, bardzo zbliżonym do przeciętnych, chłodzenie łopatki przez przewodzenie jest nieskuteczne.

3, 1, 2. ŁOPATKA KIEROWNICY.

Jeżeli to samo zagadnienie chcielibyśmy rozwiązać dla łopatek kierowniczych, co ma znaczenie o tyle, że częstokroć jest to jedyny sposób ich chłodzenia, należy znaleźć rozwiązanie równania *(1)* przy innych warunkach brzegowych. Mianowicie:

$$dla \quad x = 0 \qquad T_l = T_p$$

$$dla \quad x = l \qquad T_l = T_p$$

przy założeniu, że temperatury obu końców są jednakowe.

Rozwiązując dla tych warunków równanie (1), otrzymamy:

$$T_g - T_l = (T_g - T_p)\,\frac{\sinh\frac{\gamma x}{l} + \sinh\gamma\left(1 - \frac{x}{l}\right)}{\sinh\gamma} \tag{3}$$

Na *rys. 7* mamy przedstawiony rozkład temperatur dla różnych γ liniami gęsto przerywanymi.

Dla wartości liczbowych $\frac{S_z}{c}$, $\frac{l^2}{f}$ i λ_g jak w przykładzie poprzednim w przypadku korzystnym, oraz $\lambda_m = 38$ *Kal/mgodz.°C* (miękka stal w temperaturze *20° C*) $\gamma = 2{,}34$. Dla tej wartości można zredukować temperaturę łopatki kierowniczej o minimum *50%* (w środku) w stosunku do temperatury gazu.

3, 1, 3. ŁOPATKA WIRNIKA O ZMIENNYM PRZEKROJU.

Jeżeli pole przekroju w dowolnym miejscu odległym o x od podstawy oznaczymy przez

$$f = f_p\left(1 - \frac{a\,x}{l}\right)^2 \qquad {}^{*)}$$

gdzie a jest współczynnikiem stałym określającym stopień malenia przekroju łopatki i podstawimy to wyrażenie do równania (1), otrzymamy równanie

$$\frac{d^2(T_g - T_l)}{d\left(\frac{x}{l}\right)^2} - \frac{T_g - T_l}{\left(1 - \frac{ax}{l}\right)}\,\gamma^2_p = 0 \tag{4}$$

które dla warunków brzegowych równania (2) będzie miało rozwiązanie

$$T_g - T_l = (T_g - T_p)\,\frac{\left(\beta + \frac{1}{2}\right)(1-a)^{-\beta-\frac{1}{2}}\left(1 - \frac{ax}{l}\right)^{\beta-\frac{1}{2}}}{\left(\beta - \frac{1}{2}\right)(1-a)^{\beta-\frac{1}{2}} + \left(\beta + \frac{1}{2}\right)(1-a)^{-\beta-\frac{1}{2}}} +$$

$$+ \frac{\left(\beta - \frac{1}{2}\right)(1-a)^{\beta-\frac{1}{2}}\left(1 - \frac{ax}{l}\right)^{-\beta-\frac{1}{2}}}{\left(\beta - \frac{1}{2}\right)(1-a)^{\beta-\frac{1}{2}} + \left(\beta + \frac{1}{2}\right)(1-a)^{-\beta-\frac{1}{2}}} \tag{5}$$

gdzie

$$\beta = \left(\frac{1}{4} + \frac{\gamma^2_p}{a^2}\right)^{\frac{1}{2}}$$

przy czym

$$\gamma^2_p = Nu_z\,\frac{S_z}{c}\,\frac{l^2}{f_p}\,\frac{\lambda_g}{\lambda_m}$$

Rozkład temperatur dla takiej łopatki wynikły z tej zależności przedstawiony jest na rys. 7 linią kreskowaną dla $\gamma_p = 1, 2$ i 5 przy $a = 0{,}293$, co oznacza, że przekrój końca łopatki równa się połowie przekroju podstawy. Z wykresu tego widać, że nawet dla tak silnie zbieżnej łopatki podwyższenie temperatury wskutek zmniejszenia powierzchni przepływu ciepła w sposób ciągły wzdłuż łopatki jest nieznaczne i dla praktycznie nigdy nie osiągalnego $\gamma = 1$ nie przekracza *7%*. Wobec tego w rachunku praktycznym wpływ zwężenia łopatki może być ze spokojem pominięty.

3, 1, 4. ILOŚĆ CIEPŁA ODPROWADZONEGO OD GAZU PRZEZ ŁOPATKĘ.

Ciepło przepływające w jednostce czasu przez elementarny plasterek u podstawy łopatki jest jednocześnie całkowitą ilością ciepła przechodzącą ze spalin do łopatki *(rys. 6a)*. Mianowicie:

$$Q_o = -f_p\,\frac{\lambda_m}{\delta x}\,\frac{dT_l}{dx}\,\delta x = f_p\gamma_m\,\frac{d(T_g - T_l)}{dx} =$$

$$= \frac{f_p\lambda_m}{l}\,\frac{d(T_g - T_l)}{d\frac{x}{l}} \tag{6}$$

Podstawiając za $T_g - T_l$ wartość z równania (2) otrzymamy po zcałkowaniu

$$Q_o = (T_g - T_p)\sqrt{Nu_z\frac{S_z}{c}f_p\lambda_g\lambda_m}\,.\,tgh\,\gamma \tag{7}$$

$tgh\,\gamma$ dąży do jedności przy wzroście γ i np. różni się o *0,01* od jedności dla $\gamma = 2{,}65$. Wobec tego możemy napisać wystarczająco ścisły wzór przybliżony

$$Q_o = (T_g - T_l)\sqrt{Nu_z\frac{S_z}{c}f_p\lambda_g\lambda_m} =$$

$$= (T_g - T_l)\sqrt{\alpha_z S_z f_p \lambda_m} \tag{8}$$

*) Wyrażenie w nawiasie może być dowolną, inną funkcją określającą zmienność f

We wzorze tym iloczyn $\alpha_z S_z$ wyraża ilość ciepła jakie przechodzi w jednostce czasu od spalin do łopatki przez pobocznicę plasterka łopatki jednostkowej grubości.

Dla jednej z turbin *Whittle'a (W—2/700)* o temperaturze łopatek u podstawy ok. *415° C* i przybliżonych wartościach $Nu_z = 550$, $\frac{S_z}{c} = 2{,}47$, $f_p = 1{,}6\ cm^2$, $\lambda_m = 18{,}5\ Kal/m\ godz.\ {}^\circ C$, $\lambda_g = 0{,}042\ Kal/m\ godz.{}^\circ C$ przy $\alpha_z S_z = 85{,}5\ Kal/m\ godz.{}^\circ C$, dla $T_g = 655{}^\circ C$ $(T_g - T_p = 240{}^\circ C)$ całkowity przepływ ciepła dla *54* łopatek wynosił 1,4 Kal/sek co odpowiadało *0,12%* maksymalnej możliwej ilości ciepła jaka mogła być przeniesiona, t. zn. $c_p M\ (T_g - T_p)$, w odniesieniu do temperatury tarczy wirnika (podstaw łopatek).

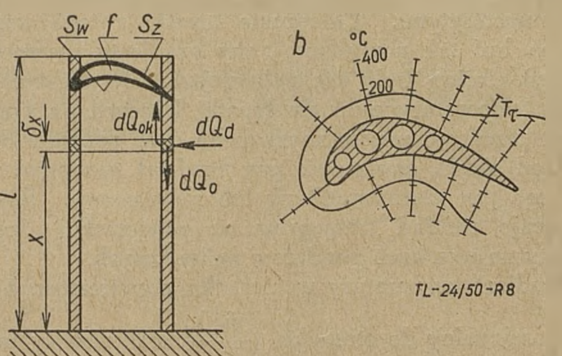
Oprócz w ten sposób obliczonej, pewna ilość ciepła przechodzi wprost do tarczy i podstaw łopatek co zależy od sposobu ich zamocowania. Jeżeli tę dodatkową, czynną powierzchnię przejmowania przypadającą na jedną łopatkę oznaczymy przez $\xi \cdot c^2$ gdzie ξ jest współczynnikiem stałym i jeżeli w tym wypadku $Nu = \varphi\ Nu_z$, to ta dodatkowa ilość ciepła wyrazi się wzorem

$$Q_{od} = \xi \varphi\ Nu_z\ \lambda_g\ c\ (T_g - T_p) \qquad (9)$$

Naogół $\varphi \geqq 1$. Dla wymienionej turbiny Whittle'a $\xi = 1/2$. W ten sposób dodatkowa ilość ciepła wynosiła $Q_{od} = 1{,}27\ Kal/sek$ (prawie tyle samo co przez łopatki!).

3, 2. ŁOPATKA WIRNIKA CHŁODZONA POWIETRZEM.

W tym wypadku *(rys. 8a)* bilans cieplny elementu (plasterka) łopatki będzie wyglądał następująco:



Rys. 8a, b.

$$d\,Q_d - d\,Q_o - d\,Q_{ok} = 0$$

gdzie Q_{ok} jest ponadto elementarną porcją ciepła odprowadzoną od elementu przez przejmowanie (konwekcję) do powietrza chłodzącego.

Jak poprzednio

$$dQ_d = \alpha_z S_z (T_g - T_l)\,\delta x$$

$$dQ_o = f \lambda_m \frac{d^2 T_l}{dx} \delta x$$

oraz ponadto*)

$$dQ_{ok} = \alpha_w S_w (T_l - T_c)\,\delta x$$

Możemy więc napisać równanie bilansowe

$$-\lambda_m f \frac{d^2 T_l}{dx^2} + \alpha_z S_z (T_g - T_l) -$$

$$- \alpha_w S_w (T_e - T_l) = 0 \qquad (10)$$

Ilość ciepła $\triangle Q_{ok}$ na jednostkę długości łopatki, jaką unosi ze sobą powietrze chłodzące możemy ponadto wyrazić

$$\triangle Q_{ok} = \alpha_w S_w (T_c - T_l) = W \frac{dT_c}{dx} \qquad (11)$$

gdzie W oznacza taką ilość wody, która by zastąpiła chłodzące powietrze. Wyrażenie to wprowadzamy dla wyrugowania zmiennego T_c z równania (10). Łącząc równanie (10) i (11) otrzymamy

$$\frac{\lambda_m f W}{\alpha_w S_w} \left(\frac{d^3 T \Delta}{dx^3}\right) + \lambda_m f \left(\frac{d^2 T\Delta}{dx^2}\right) -$$

$$- W\left(1 - \frac{\alpha_z S_z}{\alpha_w S_w}\right)\left(\frac{dT\Delta}{dx}\right) - \alpha_z S_z\, T\Delta = 0$$

gdzie $T\Delta = T_g\ T_l -$ (lokalnie)

Dwa z warunków brzegowych do wyznaczenia stałych rozwiązania ogólnego tego równania są takie same jak w rozwiązaniu równania (1). Mianowicie

$$dla \quad x = l \qquad \frac{dT\Delta}{dx} = 0$$

$$dla \quad x = 0 \qquad T\Delta = T_g - T_p$$

Trzeci warunek wynika z równania (10). Mianowicie:

$$\frac{d^2 T\Delta}{dx^2} = \frac{\alpha_w S_w (T_l - T_c) + \alpha_z S_z (T_g - T_l)}{\lambda_m f} \qquad (12)$$

Tą drogą można dojść do ścisłego rozwiązania, które niewiele się różni co do wartości liczbowych od rozwiązania równania uproszczonego, jaki otrzymamy zakładając $\lambda_m = 0$, co jest równoznaczne z pominięciem udziału przewodzenia w chłodzeniu łopatki. Równanie uproszczone będzie miało postać:

$$W\left(1 + \frac{\alpha_z S_z}{\alpha_w S_w}\right)\left(\frac{dT\Delta}{dx}\right) + \alpha_z S_z T\Delta = 0 \qquad (13)$$

i rozwiązanie

$$T\Delta = T_g - T_l = (T_g - T_p)\, e^{-\frac{kx}{l}} \qquad (14)$$

gdzie

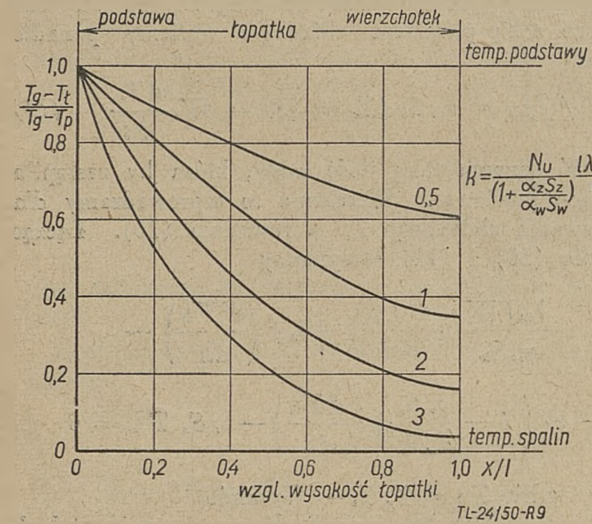
$$k = \frac{l \alpha_z S_z}{W\left(1 + \frac{\alpha_z S_z}{\alpha_w S_w}\right)}$$

lub jeżeli podstawimy $\alpha_z = \frac{Nu_z \lambda_g}{c}$

*) Należy zwrócić uwagę, że w powyższych sformułowaniach tkwi założenie równości temperatur na powierzchni zewnętrznej i wewnętrznej łopatki dla danego x. Założenie to jest równoznaczne z przyjęciem (jak i też w poprzednim przypadku) idealnego przewodnictwa materiału łopatki w kierunku poprzecznym.

$$k = \frac{Nu_z}{\left(1 + \frac{\alpha_z S_z}{\alpha_w S_w}\right)} \cdot \frac{l \lambda_g S_z}{W . c}$$

Podobnie jak poprzednio dla γ możemy i w tym wypadku przeprowadzić dyskusję współczynnika k.



Rys. 9.

Przede wszystkim widoczne jest, że przy wzroście k maleje $T_g - T_l$ czyli rośnie temperatura łopatki *(rys. 9)*. Zatem wzrost k jest niekorzystny. Przy ustalonych wymiarach łopatki o wartości k decyduje Nu_z, której wzrost powiększa temperaturę łopatki, co jest oczywiste, bo ze wzrostem Nu_z czyli i α_z łopatka łatwiej „chłonie" ciepło. Wzrost W czyli powiększenie ilości chłodzącego powietrza powoduje obniżenie temperatury łopatki. Wzrost stosunku $\frac{\alpha_z S_z}{\alpha_w S_w}$ wpływa na ogół dodatnio na obniżenie temperatury, ale tylko przy dużych wartościach W *(rys. 10)*.

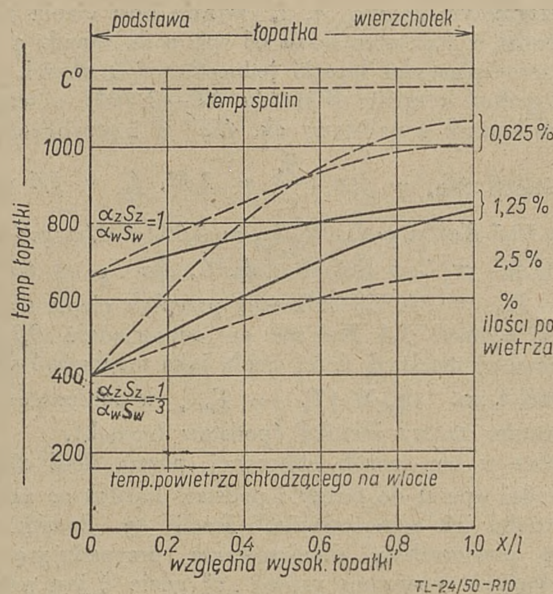
Jeżeli chodzi o wielkości odnoszące się do kształtu łopatki, to widać, że na łopatkach długich należy się spodziewać większych temperatur, jak i też na łopatkach o dużych $\frac{S_z}{c}$, t. zn. mocno zakrzywionych, względnie cienkich.

3, 3. PROMIENIOWANIE.

W turbinach pracujących w wysokich temperaturach pewne ilości ciepła przechodzą do łopatek drogą promieniowania od łopatek kierownic do wirnika. Jeżeli układ kierownic i wirnika potraktujemy jako dwie powierzchnie pierścieniowe oddzielone od siebie pewną niewielką przestrzenią, to ilość ciepła jaka przejdzie do koła turbiny drogą promieniowania w ciągu jednostki czasu wyrazi się

$$Q_{pr} = \sigma c F \left[\left(\frac{T_k}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_w}{100} \right)^4 \right]$$

Zależność ta pozwala na wystarczająco dokładną ocenę ciepła jakie uzyskuje wirnik turbiny drogą promieniowania. Ilość ta w porównaniu z ilością jaką odbiera wirnik drogą przejmowania jest nieznaczna.



Rys. 10.

4. UWAGI KOŃCOWE.

Powyżej była mowa o jednowymiarowym (płaskim) rozkładzie temperatury na łopatce turbiny. Jednakże w rzeczywistości istnieje rozkład temperatury w kierunku prostopadłym do długości łopatki, gdyż cieplne przewodnictwo łopatki, nawet wtedy, gdy jest ona wykonana z metalu jest stosunkowo nieznaczne, jak to widać było na przykładzie turbiny *Whittle'a*. Ruch ciepła na łopatce wirnika jest w ogóle trójwymiarowy, z tym zastrzeżeniem, że kierunek wzdłużny jest wybitnie uprzywilejowany. Jeżeli chodzi o naprężenia termiczne, to równałyby się one zeru, gdyby ruch ciepła był jednowymiarowy, t. zn. gdyby powierzchnie izotermiczne były płaszczyznami równoległymi. Chłodzenie łopatki z tego względu winno być tak pomyślane, aby gradienty temperatur wzdłuż cięciwy były jak najmniejsze. W praktyce niestety temperatury punktów łopatki leżących na tym samym przekroju poprzecznym mogą dość znacznie odbiegać od siebie, szczególnie gdy rozdział powietrza chłodzącego jest nierównomierny lub niewłaściwy. Rys. 8b pokazuje rozkład temperatur na powierzchni łopatki oparty na wynikach pomiarów palisadowych.

Gradient temperatury w kierunku poprzecznym będzie proporcjonalny do stosunku $\frac{Nu \lambda_g}{\lambda_m}$ oraz różnicy temperatur $T_g - T_l$. Jeżeli zewnętrzna liczba Nusselta byłaby zmienna na powierzchni łopatki (co istotnie ma miejsce), to rozdział chłodziwa winien być proporcjonalny do niej. Ogólnie na zmniejszenie gradientu temperatury na powierzchni łopatki (ważne dla powłok) dodatnio wpływa mała liczba *Nusselta* i wysokie przewodnictwo metalu.

LITERATURA

1. „Journal of the Aeronautical Sciences" — kwiecień 1948 r.
2. „Institution of Mechanical Engineers" — Proceedings 1948, vol. 159.
3. „Interavia" Nr 8, Sierpień 1949 r.
4. Heat Transmission — William H. Mc Adams.
5. Osnowy Tiepłopieriedaczi — M. A. Michiejew.

Mgr. Inż. B. MIELNIKOWA
Główny Instytut Lotnictwa

Współczesne paliwa do lotniczych silników niskoprężnych

Metody otrzymywania benzyny, podstawowego składnika paliwa lotniczego. — Otrzymywanie składników podnoszących liczbę oktanową. — Tabelaryczne zestawienie składników paliwa lotniczego. — Przykłady zestawienia paliwa ze składników.

PALIWA LOTNICZE PRZEDWOJENNE

Do chwili wybuchu ostatniej wojny światowej paliwem lotniczym była przeważnie benzyna o odpowiednich własnościach, otrzymana z ropy naftowej drogą destylacji, zazwyczaj zmieszana z czteroetylkiem ołowiu (pod postacią płynu etylowego). Bezpośrednio przed ostatnią wojną zaczęto stosować paliwo wysokooktanowe, składające się z *45%* benzyny z ropy, *10%* izopentanu wyrektyfikowanego z gazu ziemnego i płynu etylowego w ilości *3* cm³ na galon.

Paliwo wysokooktanowe zawierało *45%* izooktanu dlatego, że bez izooktanu i przy mniejszym jego dodatku nie można było uzyskać liczb oktanowych zbliżonych do *100*.

W Polsce jak wiemy używane były mieszaniny benzyny z *15* do *17* procentami spirytusu bezwodnego. Liczba oktanowa przedwojennych lotniczych paliw spirytusowych z dodatkiem benzolu i płynu etylowego (miesz. BABC) nie przekraczała *87* jednostek.

Ze względu na niską wartość opałową spirytusu nie można było podnieść tak jego zawartości w paliwie, aby otrzymać wyższe własności antydetonacyjne paliwa, jakkolwiek spirytus posiada liczbę oktanową *99*. Dlatego też paliwa lotnicze spirytusowe przestały być aktualne z chwilą wejścia w życie paliw o wysokich wartościach przeciwdetonacyjnych.

Benzyna zatem z ropy, tak zwana benzyna pierwszej destylacji, przestaje już przed wojną być jedynym paliwem lotniczym, a staje się potrochu jego składnikiem.

CHARAKTERYSTYKA DETONACYJNA BENZYN PIERWSZEJ DESTYLACJI

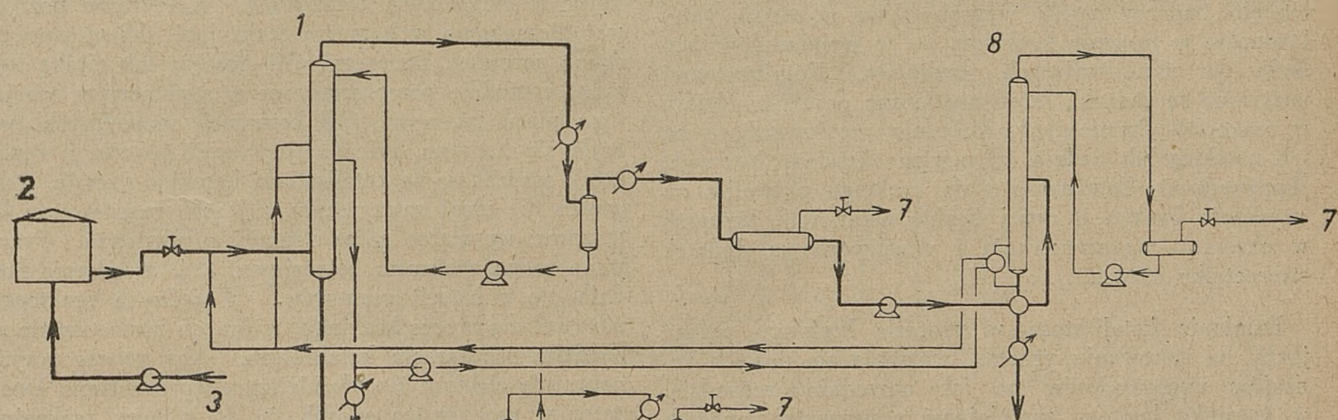
Jak wiemy, jedną z ważniejszych cech, kwalifikujących benzynę jako paliwo jest jej odporność na detonację.

Nie każda ropa naftowa zawiera benzynę, nadającą się do celów lotniczych pod względem odporności na detonację.

Przeważająca ilość benzyn z ropy posiada liczby oktanowe w granicach *50* do *65* jednostek i takie benzyny nie są uważane za lotnicze. Przeciętna benzyna z ropy uznawana za lotniczą posiada liczbę oktanową *70* do *74*, ropy zaś z których można uzyskać benzyny do liczby oktanowej *78* znajdują się w ograniczonej ilości. Wyższych liczb oktanowych nie spotykamy wśród benzyn pierwszej destylacji. Wobec tego, że ilość benzyn o lepszych liczbach oktanowych jest ograniczona, próbowano uzyskać je drogą różnych metod przetwórczych, które tu pokrótce omówimy.

PROCESY PRZETWÓRCZE POLEPSZAJĄCE LICZBĘ OKTANOWĄ PALIWA

Pierwszym takim procesem przetwórczym, dążącym do uzyskania lepszych pod względem detonacyjnym paliw był tzw. *kraking*. Był to proces, w którym uzyskiwano benzynę przez destylację rozkładową olejów mineralnych, przeważnie olejów lekkich (gazowych). W procesie tym pod wpływem stosowanych wysokich tempe-



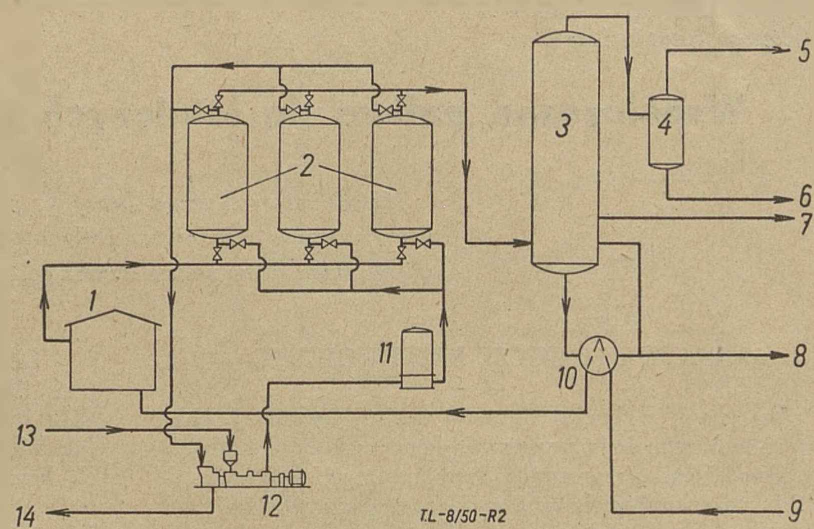
Rys. 1 — Schemat krakingu termicznego. 1. Komora reakcyjna, 2 — piec rurowy, 3 — surowiec, 4 — zbiornik z pozostałością, 5 — pozostałość, 6 — destylat stabilizowany, 7 — gaz, 8 — stabilizator.

ratur i ciśnień następował rozkład wysokocząsteczkowych węglowodorów na węglowodory niżejcząsteczkowe, tak płynne jak i gazowe, rzędu tych, jakie występują w benzynie. Uzykana w ten sposób „benzyna krakingowa" zawierała w swoim składzie do 50% węglowodorów nienasyconych i duże ilości aktywnych związków siarkowych (t. j. zdolnych do powodowania korozji), powstałych z rozkładu wysokocząsteczkowych nieszkodliwych połączeń. Benzyny te, ze względu na obecność dużej ilości węglowodorów nienasyconych miały istotnie nieco wyższe liczby oktanowe niż przeciętne benzyny z pierwszej destylacji, miały jednak równocześnie olbrzymie wady, które uniemożliwiały stosowanie ich w lotnictwie. Benzyny te odznaczały się wielką nietrwałością w czasie magazynowania, gdyż zawarte w nich węglowodory nienasycone, szczególnie zaś dwuolefiny (węglowodory o dwu podwójnych wiązaniach typu $RCH = CH - RCH = CH - R$ łączyły się ze sobą dając znów związki o większej cząsteczce, zwane „żywicami" lub „gumami". Cząsteczki te, konsystencji mazistej lub stałej tworzyły osad po odparowaniu benzyny, a niekiedy wytrącały się w zbiornikach już w czasie magazynowania. Pierwsze benzyny krakingowe były tak nietrwałe, że pod wpływem światła tworzyły prawie w oczach brązowe osady, a benzyna mętniała i brunatniała. Z czasem nauczono się benzyny te skutecznie rafinować, jednakże nadal uznano je za nieodpowiednie dla lotnictwa ze względu na bardzo małą wrażliwość ich na dodatek płynu etylowego, co wyrażało się w znacznie mniejszym wzroście liczby oktanowej przy dodatku płynu etylowego niż dla innych benzyn. Powodem tej małej wrażliwości była większa zawartość związków siarkowych, niż w benzynach pierwszej destylacji.

Równocześnie z krakingiem, w Niemczech rozwinęła się synteza benzyn z węgla i wodoru. Powodzenie, jakie uzyskało zastosowanie katalizatorów do tej syntezy, natchnęło badaczy myślą wypróbowania działania katalizatorów w procesie krakingu, co w wyniku doprowadziło do zdumiewających rezultatów. Katalizatorami nazywane są związki, które nie biorąc pozornie udziału w reakcjach chemicznych, wpływają przyśpieszająco na ich przebieg lub nadają im pewien określony kierunek. Wprowadzenie katalizatorów do krakingu pozwoliło na uzyskanie benzyn o dużej liczbie oktanowej, trwałych w okresach magazynowania i wrażliwych na dodatek czteroetylku ołowiu.

Działanie katalizatora w procesie krakingu polega jakby na sterowaniu procesu tworzenia się nowych rodzajów węglowodorów po ich uprzednim rozpadzie, w kierunku budowy sprzyjającej otrzymaniu wysokich liczb oktanowych.

Wiadomo, że najwyższą odpornością na detonację odznaczają się węglowodory parafinowe o łańcuchach rozgałęzionych i węglowodory aromatyczne. Dobór więc odpowiednich katalizatorów i warunków procesu, jak

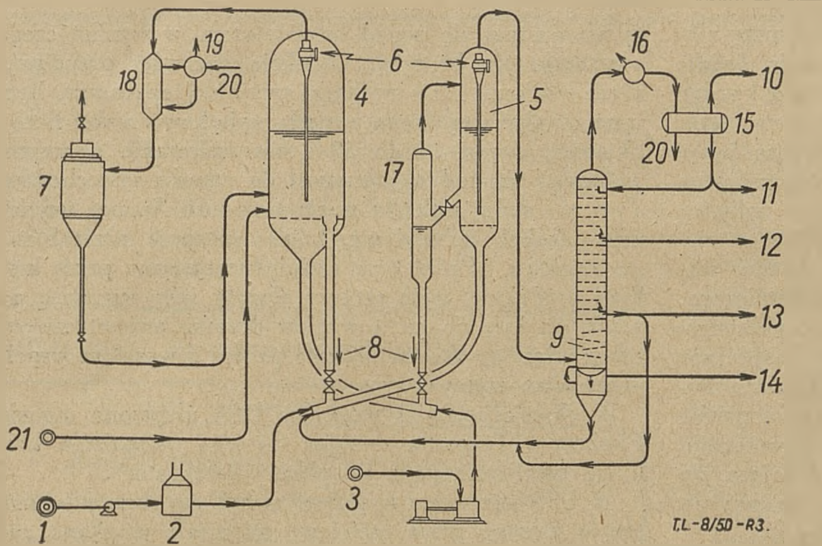


Rys. 2 — Schemat krakingu katalitycznego prowadzonego systemem bateryjnym (Houdry).
1 — piec rurowy, 2 — reaktory z katalizatorem, 3 — wieża rektyfikacyjna, 4 — oddzielacz gazu, 5 — gaz, 6 — benzyna silnikowa 7 — lekki olej gazowy, 8 — ciężki olej gazowy, 9 — surowiec, 10 — wymiennik ciepła, 11 — podgrzewacz powietrza, 12 — turbokompresor, 13 — świeże powietrze, 14 — zużyte powietrze.

temperatur i ciśnień, umożliwił uzyskanie benzyn bogatych w wymienione związki, a równocześnie dostatecznie trwałych, aby je można było zakwalifikować jako paliwo lepsze niż benzyna pierwszej destylacji. Zmodyfikowany proces krakingowy z zastosowaniem katalizatora został nazwany *krakingiem katalitycznym* i jest stosowany z różnymi odmianami na skalę przemysłową. Benzyny otrzymane w tym procesie mają liczby oktanowe rzędu *80* i używane są narówni z benzynami pierwszej destylacji jako tzw. podstawowe składniki paliwa lotniczego.

Kraking przeszedł podczas wojny ciekawą ewolucję, która z kolei nie pozostała bez wpływu na rozwój metod syntezy benzyny z węgla, jak to później zobaczymy.

W pierwszej fazie rozwoju krakingu katalitycznego katalizator wypełniał komorę reakcyjną pod postacią granulek o określonych wymiarach. Katalizator pozostawał nieruchomo w komorze reakcyjnej, dokąd wprowadzano surowiec, zazwyczaj olej gazowy lub ciężką benzynę, uprzednio przeprowadzone w stan pary w specjalnym piecu rurowym. W komorach reakcyjnych tworzyła się benzyna, nieco oleju, części gazowe i węgiel, który osadzał się na katalizatorze hamując reakcję. Aby proces nie uległ zatrzymaniu, należało regenerować katalizator, wypalając go w strumieniu powietrza. Pracowano zatem systemem bateryjnym, t. j. urządzenie składało się z baterii reaktorów. W jednych reaktorach odbywał się proces krakingu, w innych równocześnie zachodziła regeneracja katalizatora. Aby proces uczynić naprawdę ciągłym i wydajniejszym wprowadzono katalizator w ruch w ten sposób, że do komory reakcyjnej którą budowano w kształcie wieży, wprowadzano katalizator od góry. Spadał on ku dołowi wieży pod własnym ciężarem, będąc w ciągłej styczności z parami surowca, który wprowadzano od dołu wieży. Po przejściu cyklu w reaktorze, katalizator od dołu wieży podawany był elewatorami na górę drugiej wieży, w któ-



Rys. 3 — Schemat krakingu katalitycznego z „płynnym“ katalizatorem. 1. — surowiec, 2 — piec rurowy, 3 — powietrze, 4 — reaktor, 5 — regenerator, 6 — separatory typu cyklon, 7 — separator elektryczny, 8 — katalizator, 9 — wieża rektyfikacyjna, 10 — gaz, 11 — benzyna, 12 — olej gazowy lekki, 13 — olej gazowy ciężki, 14 — pozostałość, 15 — oddzielacz gazu, 16 — deflegmator, 17 — oddzielanie katalizatora od par, 18 — chłodnica gazu płynnego, 19 — skraplacz pary wodnej, 20 — odpływ skroplonej wody, 21 — katalizator.

rej katalizator regenerował się przez wypalanie w strumieniu gorącego powietrza, spadając również pod własnym ciężarem od góry wieży ku jej dołowi.

Dalszym postępem w dziedzinie krakingu katalitycznego jest zastosowanie tak zwanego „płynnego“ katalizatora. Nazwa ta nie jest ścisła, gdyż katalizator jest wdmuchiwany do komory reakcyjnej pod postacią pyłu wraz z parami surowca. Pył katalizatora, opadając w komorze reakcyjnej ku dołowi, tworzy ruchomą warstwę falującą nakształt cieczy naskutek ciągłego przepływu gazów — stąd nazwa płynny katalizator. Katalizator, który dostaje się do rur z dna komory jest porywany przez powietrze idące do regeneratora, gdzie regeneruje się przez wypalanie i znów powraca do reakcji. Sposób ostatni uważany jest za najlepszy spośród uprzednio opisanych ze względu na dużą powierzchnię zetknięcia par i katalizatora.

OTRZYMYWANIE WYSOKOOKTANOWYCH WĘGLOWODORÓW LUB BENZYN PRZEZ PRZEGRUPOWANIE CZĄSTECZEK

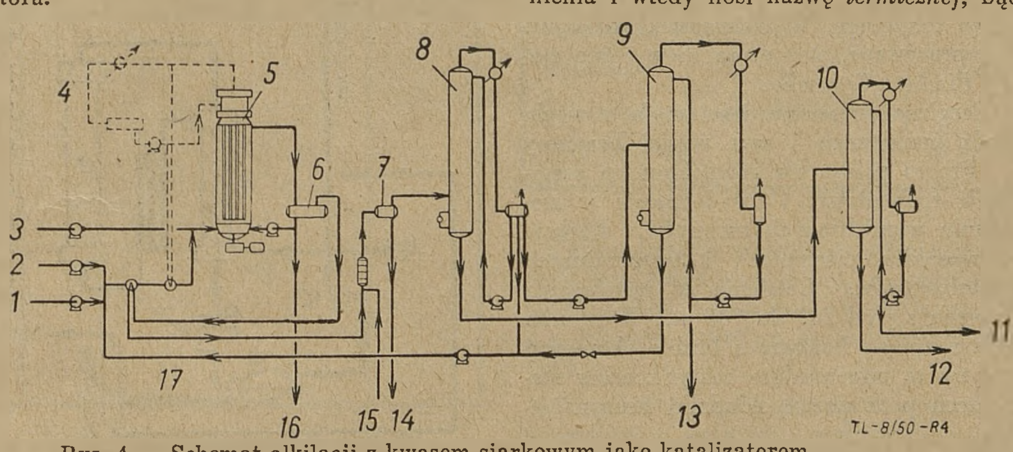
Następny po krakingu proces, który nie jest związany z całkowitym rozkładem cząsteczek węglowodorów, a stosowany jest do otrzymania wysokooktanowych węglowodorów lub benzyn, jest proces „izomeryzacji“. Jak sama nazwa wskazuje, ma on na celu przekształcenie budowy węglowodorów parafinowych o łańcuchu prostym w węglowodory o łańcuchu rozgałęzionym t. j. w izomery o innej budowie, lecz tej samej ilości atomów węgla w cząsteczce. Przemiany tej dokonują odpowiednio dobrane katalizatory, jak np. chlorek glinu, w odpowiednich temperaturach. Izomeryzacji można poddawać zarówno poszczególne węglowodory (np. butan przekształcić w izobutan), jak też i frakcje benzyny niskooktanowej. Wydajność produktów izomeryzowanych jest bardzo duża, gdyż niekiedy można osiągnąć 98% izomerów.

BENZYNY SYNTETYCZNE

Przy procesach krakingu powstają olbrzymie ilości gazów zawierających lekkie węglowodory. Początkowo gazy te używano do celów opałowych, jednakże obecnie są one cennym surowcem do uzyskiwania wysokooktanowych benzyn i poszczególnych wysokoodpornych na detonację węglowodorów.

Z węglowodorów gazowych nienasyconych można drogą *polimeryzacji* uzyskać benzyny wysokoodporne na detonację. Polimeryzacja jest procesem odwrotnym do krakingu, a mianowicie przy polimeryzacji z węglowodorów niskocząsteczkowych tworzą się wysokocząsteczkowe.

Polimeryzacja może odbywać się albo bez udziału katalizatorów, jedynie pod wpływem temperatury i ciśnienia i wtedy nosi nazwę *termicznej*, bądź też w obec-



Rys. 4 — Schemat alkilacji z kwasem siarkowym jako katalizatorem.

1 — surowiec zawierający olefiny, 2 — izobutan, 3 — kwas siarkowy, 4 — układ chłodniczy, 5 — reaktor, 6 — odstojnik kwasu siarkowego, 7 — zobojętnianie ługiem sodowym, 8 — oddzielanie izobutanu, 9 — oddzielanie propanu, 10 — oddzielanie butanu, 11 — butan, 12 — alkilat, 13 — propan, 14 — zużyty ług, 15 — świeży ług, 16 — zużyty kwas siarowy.

ności katalizatorów w niższych temperaturach i przy niższych ciśnieniach i nosi nazwę polimeryzacji *katalitycznej*. Katalizatorami w tym procesie bywają kwasy: fosforowy, siarkowy i fluorowodorowy. Benzyna otrzymana przez polimeryzację dodatkowo poddawana bywa uwodornieniu, gdyż zawiera dużą ilość węglowodorów nienasyconych i po uwodornieniu staje się paliwem używanym jako składnik paliwa lotniczego. Przez tzw. *selektywną polimeryzację* otrzymuję się izooktany, stanowiące wysokowartościowy składnik paliwa lotniczego. Polimeryzacja selektywna polega na tym, że polimeryzacji poddaje się nie wszystkie węglowodory znajdujące się w gazach pokrakingowych, lecz jedynie frakcję butylenowo-izobutylenową, która wyodrębnia się z gazów drogą rektyfikacji pod ciśnieniem. Przez polimeryzację tej frakcji otrzymuje się tzw. *dimery*, składające się z podwójnych cząsteczek butylenów i izobutylenów; po uwodornieniu dimerów uzyskuje się izooktany.

Gazy pokrakingowe są niewyczerpanym surowcem do produkcji olbrzymiej ilości związków chemicznych, między którymi znajdują się wysokoodporne na detonację składniki paliw lotniczych. Oczywiście, aby otrzymać poszczególne związki w stanie czystym, należy z gazów wyodrębnić potrzebny surowiec wyjściowy.

Obok polimeryzacji do produkcji poszczególnych węglowodorów wysokooktanowych stosowana jest najnowsza metoda nosząca nazwę *alkilacji*, która tym różni się od polimeryzacji, że łączy ze sobą cząsteczki różne, a nie jednakowe jak polimeryzacja. Jedna z tych cząsteczek musi przy tym stanowić węglowodór nienasycony, druga zaś może być węglowodorem nasyconym lub aromatycznym. Drogą alkilacji otrzymywane są w stanie czystym węglowodory izoparafinowe: izooktan, neoheksan, triptan oraz węglowodory aromatyczne, jak izopropylobenzen — jeden z najbardziej wartościowych składników paliw lotniczych. Alkilacja może się odbywać metodą termiczną przy zastosowaniu wysokich ciśnień i temperatur, bądź też katalityczną. Katalizatory są takie same, jak przy polimeryzacji.

OTRZYMYWANIE BENZYN SYNTETYCZNYCH Z WĘGLA.

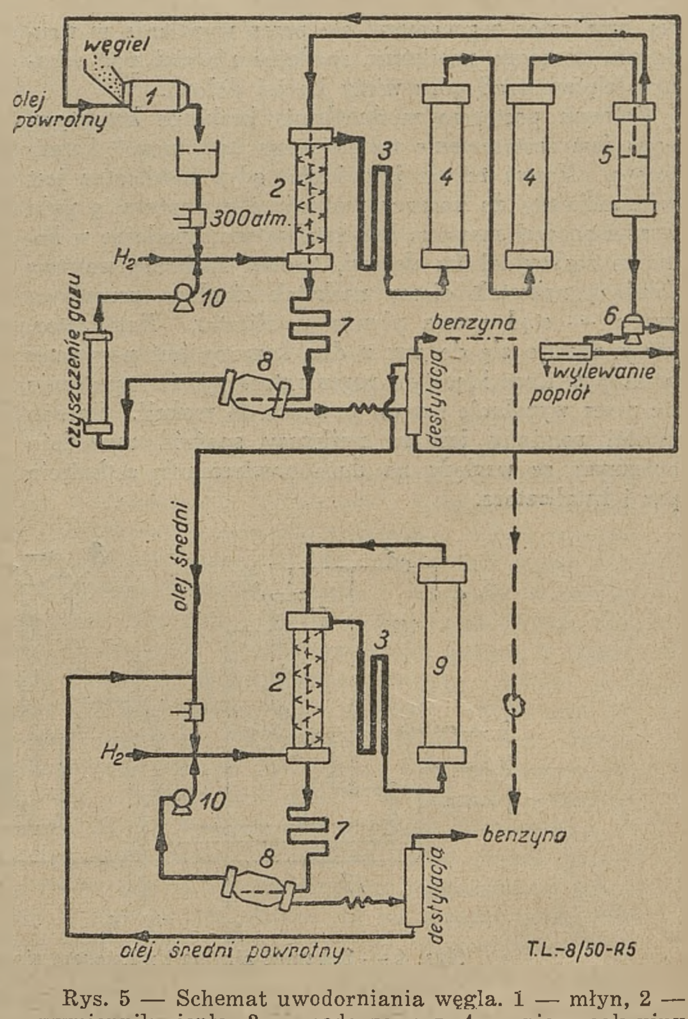
Z kolei przejdziemy do omówienia metod otrzymywania benzyny z węgla pod kątem możliwości uzyskania z nich paliwa lotniczego. W Niemczech, gdzie metody te zostały opracowane, stosowano dwie różne metody: *Bergiusa i Fischera-Tropscha*.

W metodzie Bergiusa surowcem jest smoła z węgla kamiennego, bądź brunatnego i sam węgiel brunatny lub kamienny. Proces polega na równoczesnym zastosowaniu destylacji rozkładowej i uwodornienia w stosunku do mieszanin wymienionych surowców. Reakcje zachodzą przy wysokich ciśnieniach i temperaturach w obecności katalizatorów. Ciśnienie w instalacjach różnych fabryk waha się od *200* do *700* at. W wyniku tego procesu otrzymuje się benzynę o liczbie oktanowej *70* do *80;* benzyny te odpowiednio rektyfikowane stanowiły w Niemczech podstawowe składniki benzyn lotniczych.

Metoda Fischera, w której benzynę otrzymuje się z tlenku węgla i wodoru stanowi klasyczny przykład syntezy. Węgiel przekształca się tu drogą spalania w strumieniu pary wodnej w tzw. gaz wodny o odpowiednim stosunku tlenku węgla do wodoru i mieszaninę tę przepuszcza się ponad katalizatorem, w wyniku czego otrzymuje się benzynę. Reakcja zachodzi przy zwykłym ciśnieniu i nie wymaga specjalnej aparatury. Benzyna uzyskana tą drogą posiada wyjątkowo niskie liczby oktanowe rzędu *45* do *50* i bez zmieszania z innymi paliwami nie nadaje się nawet do napędu samochodów. Tym nie mniej z tlenku węgla i wodoru Niemcy uzyskiwali alkohol izobutylowy, który następnie przerabiano na izooktan. Prócz tego olefiny uzyskiwane przez kraking produktów tejże syntezy służyły jako surowiec do alkilacji; łączono je z węglowodorami aromatycznymi otrzymując wysokowartościowe paliwo z wysokim współczynnikiem wyczynowym.

W okresie ostatniej wojny w USA ulepszono metodę Fischera i Tropscha stosując do niej osiągnięcia krakingu katalitycznego t. j. „płynny katalizator".

W USA surowcem wyjściowym był gaz ziemny — metan, z którego przez częściowe utlenienie uzyskano gaz o składzie potrzebnym do syntezy. Dzięki zastosowaniu katalizatora w postaci pyłu udało się wyeliminować kosztowne katalizatory niemieckie, a zastosować tlenki żelaza. Metodą tą uzyskano benzynę o liczbie oktanowej *80* do *90*, a więc nadającą się na podstawowy składnik paliwa lotniczego. Metoda ta nie jest stosowana w USA w skali przemysłowej, jednak kilka instalacji podobno znajduje się w budowie.



Rys. 5 — Schemat uwodorniania węgla. 1 — młyn, 2 — wymiennik ciepła, 3 — podgrzewacz, 4 — piec reakcyjny błotny, 5 — rozdzielacz, 6 — wirówka, 7 — chłodnica, 8 — rozdzielacz, 9 — piec reakcyjny gazowy, 10 — pompa obiegowa.

SKŁAD NOWOCZESNYCH PALIW LOTNICZYCH

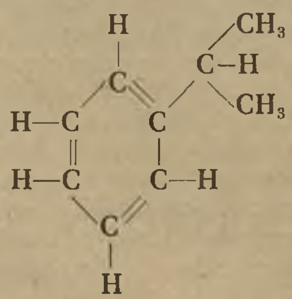
Znając już wszystkie metody za pomocą których uzyskuje się składniki paliw lotniczych różnych rodzajów przystąpimy z kolei do rozpatrzenia składu paliw lotniczych do silników tłokowych niskoprężnych.

W tablicy podanej obok zestawione są wszystkie stojące do dyspozycji składniki:

Składniki nowoczesnych paliw lotniczych

Składniki podstawowe o liczbie okt. *70 ÷ 80*
1. Benzyna pierwszej destylacji (z ropy)
2. Benzyna z krakingu katalitycznego
3. Benzyna z izomeryzacji
4. Benzyna z polimeryzacji i uwodornienia
5. Benzyna z krakingu termicznego zwanego reformowaniem
6. Benzyna z węgla o liczbie oktanowej nie mniejszej niż *70*

Składniki wysokooktanowe

nazwa	wzór chemiczny	liczba oktanowa
1. izooktan o wzorze	$CH_3-C(CH_3)_2-CH_2-CH(CH_3)-CH_3$	*100*
2. izopentan o wzorze	$CH_3-CH(CH_3)-CH_2-CH_3$	*90*
3. neoheksan o wzorze	$CH_3-C(CH_3)_2-CH_2-CH_3$	*94*
4. triptan o wzorze	$CH_3-C(CH_3)_2-CH(CH_3)-CH_3$	*S÷0,07*)*
5. alkilaty aromatyczne, jak np. izopropylobenzen		

Paliwa lotnicze użytkowe obejmują zakres liczb oktanowych, począwszy od *70* aż do współczynników wyczynowych wyższych od *100*. W zależności więc od tego jaka liczba oktanowa paliwa jest zalecana do danego typu silnika dobieramy sobie ten lub inny zestaw składników.

Paliwem o liczbie oktanowej *70* do *74* będzie czysta benzyna pierwszej destylacji ropy bez żadnych dodatków.

Paliwem o liczbie oktanowej do *80* może być czysta benzyna o liczbie oktanowej nie niższej niż *78* otrzymana z niektórych gatunków ropy; prócz tego może nią być każda z benzyn podstawowych, podanych w naszym zestawieniu sama lub w mieszaninie z innymi benzynami podstawowymi. Może być wreszcie mieszanina benzyny podstawowej z płynem etylowym, którego ilość będzie zależna od rodzaju użytej benzyny ze względu na różnice w czułości benzyn na dodatek czteroetylku ołowiu (np. *0,5* cm^3 płynu etylowego na kg. benzyny).

Paliwa o liczbie oktanowej *95* można uzyskać z niektórych benzyn z pierwszej destylacji ropy lub z którejkolwiek benzyny podstawowej podanej w tablicy lub z mieszaniny benzyn podstawowych przez dodanie odpowiedniej ilości płynu etylowego nie większej od *4* cm^3 na kg benzyny.

Paliwa o liczbie oktanowej *100* i współczynniku wyczynowym wyższym od *100* sporządzane są z jednej z benzyn podstawowych lub ich mieszaniny, z jednego bądź kilku węglowodorów wysokooktanowych oraz z płynu etylowego w ilościach różnych zależnie od wrażliwości składników na dodatek czteroetylku ołowiu i zależnie od żądanej odporności na detonację. Dodatek czteroetylku ołowiu nie przekracza jednak *4* cm^3 na kg paliwa. Mieszaniny tego rodzaju zazwyczaj wykazują współczynnik wyczynowy *100* do *130*.

Przykładem niech będą dwa zestawienia tego typu:

Składniki	Paliwo I	Paliwo II
Benzyna pierwszej destylacji.	*30%*	*30%*
Izopentan	*10%*	*10%*
Izooktan	*30%*	—
Mieszanina izooktanów	—	*20%*
Neoheksan	*30%*	—
Benzyna z krakingu katalitycznego	—	*40%*
Płyn etylowy	*0,8* cm^3/l	*1,6* cm^3/l

Paliwo lotnicze o współczynniku wyczynowym do *145*, czyli tzw. superbenzyna ma się składać z izozwiązków parafinowych mieszanych z alkilatami aromatycznymi i z płynem etylowym w ilościach normalnie stosowanych.

W ostatnim czasie paliwa o wysokim współczynniku wyczynowym stają się coraz bardziej rozpowszechnione i, jak np. podaje Aero Digest ze stycznia *1950 r.*, przewidywane jest, że znormalizowane przez ASTM paliwo o współczynniku wyczynowym *100/130* (wg. metody *3C)* już w najbliższych latach będzie w USA najbardziej rozpowszechnionym materiałem pędnym dla silników lotniczych.

*) Por. artykuł tejże autorki pt. „Rozwój metod badań wartości przeciwstukowej paliw" — „Technika Lotnicza" zeszyt 4(7), grudzień 1949.

Inż. Płk. G. Sieniczkin

Eksploatacja zespołu silnikowego w warunkach zimowych

Postępy w zimowej eksploatacji. — Konieczność ogrzewania silnika przed zapuszczaniem w zimowych warunkach. — Rozcieńczanie oleju benzyną. — Uwagi praktyczne. — Rozruch silnika za pomocą gazogeneratora (na przykładzie silnika ASZ — 82). — Zamarzanie wilgoci zawartej w paliwie i związane z tym skutki. — Dostosowanie akumulatorów do pracy w niskich temperaturach.

Tłumaczył z czasop.: „Wiestnik Wozdusznogo Fłota" mgr. inż. R. Aleksandrowicz.

Przygotowanie do zimowej eksploatacji samolotów, silników, specjalnego wyposażenia i uzbrojenia zajmowało dawniej wiele czasu i wymagało rozchodowania dużej ilości środków materialnych. Było ono związane z zamianą kół na narty, izolowaniem cieplnym wszystkich przewodów rurowych i licznych agregatów zespołu silnikowego oraz z szeregiem innych robót.

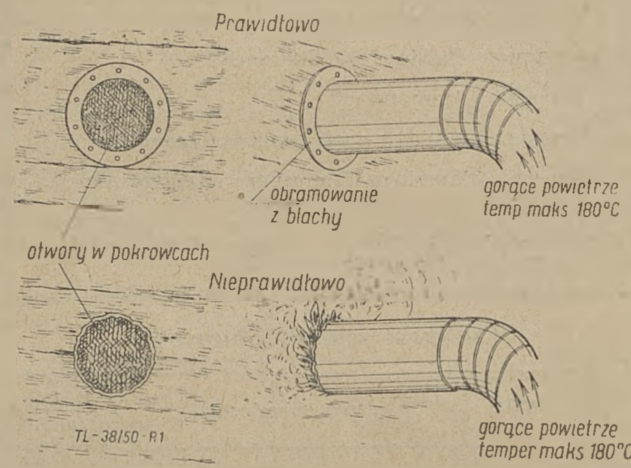
W okresie ostatniej wojny metody zimowej eksploatacji samolotów udoskonalono w znacznym stopniu. Dzięki rozcieńczaniu oleju benzyną odpadła konieczność spuszczania oleju z instalacji samolotowej oraz konieczność wstępnego podgrzewania oleju (do temperatury $30 \div 50^0$C), ponieważ opracowano i z powodzeniem zastosowano metodę rozruchu gazem. Poza tym udoskonalono system regulowania temperatury zasysanego powietrza w locie, zapewniając normalną temperaturę zespołu silnikowego.

Nie należy jednak sądzić, że zimowa eksploatacja samolotowych zespołów silnikowych stała się obecnie prostą sprawą nie wymagającą wielkiej uwagi ze strony inżynierów i techników. W jednostkach, gdzie zespół inżynieryjno-techniczny organizuje prawidłowo i w odpowiednim czasie przygotowanie samolotów i inwentarza do zimowej eksploatacji, nie bywa wypadków lotniczych i uszkodzeń materiałowych typowych dla tej pory roku.

Całość robót przygotowawczych do zimowej eksploatacji samolotów składa się ze sprawdzenia działania podgrzewaczy, wyposażenia zimowych pomieszczeń dla wojskowego remontu, miejsc postoju samolotów i miejsc pracy technicznego zespołu, przeprowadzania okresowych prac przy samolotach oraz zapoznania technicznego i latającego personelu ze specjalnymi zagadnieniami eksploatacji i obsługi samolotów podczas zimy.

Dla normalnej eksploatacji zespołów silnikowych w porze zimowej ważne jest posiadanie dobrze działających urządzeń do podgrzewania (podgrzewacze silnikowe i inżektorowe, podgrzewacze płomieniowe, piece katalityczne, gazogeneratory, rury i t. p.).

Należy zwrócić specjalną uwagę na stan zimowych ocieplających pokrowców. Trzeba je dobrze dopasować do okapotowania zespołów silnikowych. Między warstwy brezentu (przy korzystaniu z podgrzewaczy płomieniowych) należy włożyć warstwę izolacji cieplnej (wata lub watolina). Podczas przygotowywania pokrowców do eksploatacji dookoła otworów dla przejścia rur podgrzewacza kładzie się warstwę azbestu a otwory obramowuje się żelazem lub aluminium (rys. *1*). Jeżeli w pokrowcach nie ma obramowania, to niezbędnie jest izolować cieplnie azbestem koniec rury wchodzącej w otwór pokrowca. Nieprzestrzeganie tych wymagań może spowodować pożar.



Rys. 1.

Oprócz inwentarza przygotowuje się w odpowiedni sposób miejsce postoju samolotów i pomieszczenie dla drobnego polowego remontu.

Pokrywę śnieżną pod śmigłem należy przed próbą silnika starannie ubić (lub usunąć śnieg), ażeby kawałki zlodowaciałego śniegu lub lodu nie trafiały do silnika pod wpływem zasysającego działania śmigła.

Prace okresowe wykonuje się zgodnie z instrukcją i specjalnymi wskazówkami dotyczącymi technicznej obsługi zespołu silnikowego danego samolotu, przy czym dużo uwagi należy poświęcić urządzeniom do izolacji cieplnej. Należy podkreślić, że w ciągu ostatnich lat, w związku z udoskonaleniem kształtów aerodynamicznych samolotów i zwiększeniem prędkości strumieni powietrza wewnątrz okapotowań, nastąpiła zmiana wewnętrznej konstrukcji detali i instalacji zespołów silnikowych, zapewniająca dobre uszczelnienie okapotowania.

Wraz ze zwiększeniem wysokości lotów stało się konieczne, aby samoloty mogły latać przy niskich temperaturach zewnętrznego powietrza o dowolnej porze roku. Istotnie, podczas najbardziej gorących letnich dni temperatura powietrza przy ziemi osiąga 30^0C i więcej, wysokościowe zaś samoloty w locie znajdują się w warunkach niskich temperatur rzędu -40 do -50^0C.

Praktyka wskazuje, że okapotowanie współczesnych samolotów na tyle jest dobre, że przewody rurowe nie wymagają dodatkowej izolacji cieplnej dla zabezpieczenia ich przed zamarzaniem.

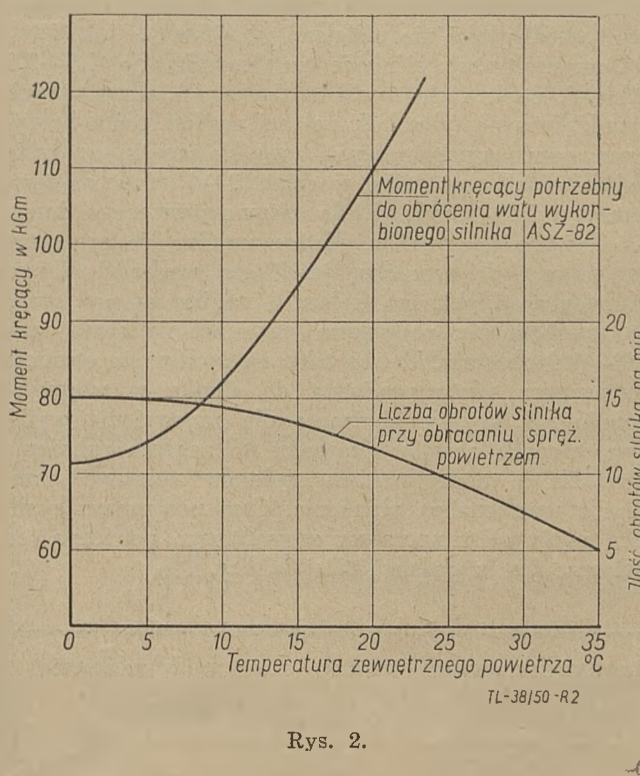
Wielkie znaczenie ma staranność dopasowania wszystkich wzierników i pokryw okapotowania zespołu silnikowego. Złe dopasowanie prowadzi do zasysania zimnego powietrza podczas lotu i na skutek tego do przechładzania elementów zespołu silnikowego i zakłócenia normalnej pracy silnika.

Podczas wykonywania robót okresowych kontroluje się w najbardziej staranny sposób, czy nie ma gdziekolwiek przeciekania oleju lub płynu chłodzącego, ponieważ nawet zupełnie nieznaczne przeciekanie może podczas zimy doprowadzić do poważnych konsekwencji.

W okresie zimowym przygotowanie silnika do zapuszczenia, uruchomienie silnika i jego grzanie po zaskoczeniu wywołuje zwykle pewne trudności.

Silnik zamontowany na samolocie można uruchomić przy różnych jego stanach cieplnych (podgrzany lub niepodgrzewany).

Jedna z trudności uruchomienia silnika w zimie polega na tym, że przy niskiej temperaturze powietrza znacznie obniża się temperatura oleju. Olej znajdujący się we wszystkich złączach części silnika gęstnieje, co utrudnia obracanie wału wykorbionego i czasami nawet uniemożliwia uruchomienie silnika. Dlatego dla otrzymania niezbędnych dla uruchomienia silnika obrotów wału głównego trzeba przezwyciężyć duży opór.

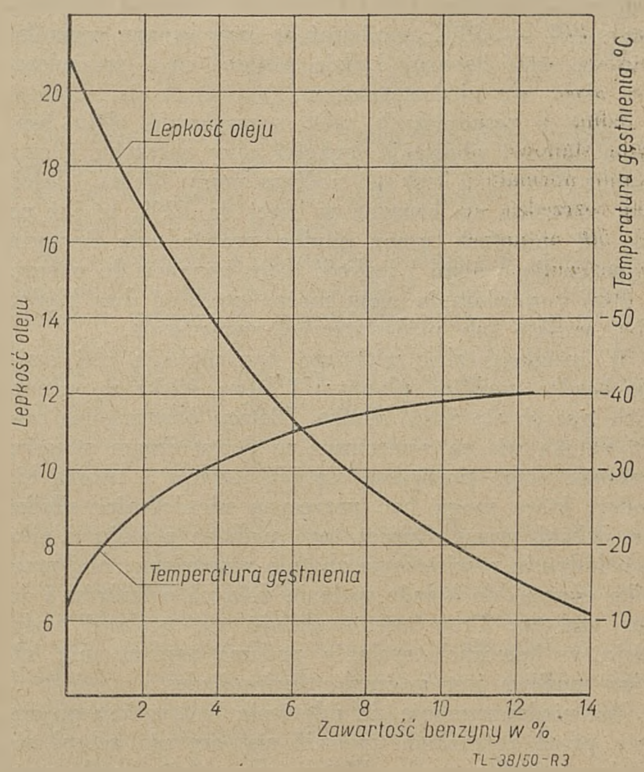


Rys. 2.

Na rys. 2 pokazano zmianę wartości momentu, potrzebnego dla obracania wału wykorbionego silnika *ASZ—82* w zależności od temperatury otaczającego powietrza, oraz liczbę obrotów dawaną przez urządzenie rozruchowe. Z rysunku widać, że im niższa jest temperatura otaczającego powietrza, tym mniejsza jest ilość obrotów wału. Tłumaczy się to powiększeniem lepkości oleju.

Zmniejszenie ilości obrotów prowadzi do raptownego pogorszenia zdolności silnika do zaskakiwania. Wynika stąd, że konieczne jest podgrzewanie silnika przed uruchomieniem przy pomocy specjalnych urządzeń lotniskowych.

Podgrzewając silnik trzeba uważać na to, żeby temperatura doprowadzonego do silnika powietrza lub mieszaniny gazu i powietrza nie przekraczała *180*° C, ponieważ bardziej gorące powietrze może uszkodzić przewody giętkie, przewody zapłonowe i rozmaite uszczelnienia.



Rys. 3.

Czas podgrzewania zależy od temperatury zewnętrznego powietrza, charakterystyki urządzenia podgrzewającego oraz należytego sposobu przykrycia silnika.

Czy i kiedy trzeba podgrzewać silnik zależy od temperatury zewnętrznego powietrza oraz siły wiatru. Należy zaznaczyć, że zwykle przy temperaturach od *0*° do *—5*°C i słabym wietrze silnik po godzinnej przerwie w pracy, a czasem i dłużej (jeżeli jest on dobrze okryty ciepłym pokrowcem) może ponownie dobrze zaskoczyć bez podgrzewania.

Dla ułatwienia zapuszczenia niepodgrzewanego silnika przy niskich temperaturach powietrza należy olej rozcieńczać benzyną. Praktyka eksploatacyjna pokazuje, że olej *MK* bez rozcieńczania można stosować bez podgrzewania jedynie przy temperaturze powietrza nie niższej niż *—5*°C podczas gdy ten sam olej, rozcieńczony benzyną cyrkuluje normalnie po zapuszczeniu silnika *ASZ—82* przy temperaturze zewnętrznego powietrza (*—20*° do *—25*°C).

Dodanie benzyny do oleju w ilości do *12%* objętościowo obniża w sposób gwałtowny temperaturę gęstnienia oleju i jego lepkość (rys. 3). Temperatura gęstnienia oleju *MS* obniża się o *8*⁰ C (z *—12*°C do *— 20*°C).

Zmniejszenie lepkości oleju przy niskich temperaturach obniża wymagany moment rozruchowy. Pozwala to na zwiększenie prędkości obracania wału wykorbionego, kręconego przy pomocy urządzenia rozruchowego. Powiększenie prędkości obrotowej wału zwiększa moc iskry i w wyniku ułatwia zaskoczenie silnika.

Olej rozcieńcza się benzyną z reguły po locie, włączając w tym celu automatyczny kurek do rozcieńczania.

Przeprowadzając rozcieńczanie oleju opisanym sposobem należy uważać, aby temperatura oleju nie przewyższała *40*⁰ ÷ *50*⁰C, ponieważ w przeciwnym wypadku większa część benzyny będzie ulatniać się i rozcieńczenie okaże się niedostatecznym.

Jedną z zasadniczych zalet rozrzedzania oleju benzyną stanowi obniżenie lepkości przy rozruchu i uzyskanie normalnej lepkości podczas pracy silnika. Jeżeli olej rozrzedza się benzyną w ilości do *12%*, to już po *45—50* minutach pracy silnika prawie cała benzyna wyparowuje z oleju i lepkość oleju powraca do normy.

Przy rozcieńczaniu oleju można popełnić dwa błędy: zbyt wielkie lub niedostateczne rozrzedzenie.

W rezultacie zbyt wielkiego rozcieńczenia olej staje się bardzo rzadkim, płynnym i łatwo ścieka ze wszystkich trących się detali silnika. Dlatego poszczególne części silnika nie są smarowane w dostatecznym stopniu, wskutek czego powiększa się ich zużycie i tworzą się zadry, które mogą być przyczyną niezdolności silnika do dalszej pracy. Oprócz tego podczas postoju silnika o chłodzeniu powietrznym zbytnio rozrzedzony olej przenika czasami do komór spalania dolnych cylindrów i do rur ssących. Przy nagromadzeniu się większej ilości oleju w komorach spalania podczas zapuszczania silnika możliwe jest *uderzenie hydrauliczne.*

Dla niedopuszczenia do uderzenia hydraulicznego należy przed rozruchem upewnić się, czy nie zebrał się olej w rurach ssących. W tym celu należy śmigło przekręcić ręcznie o *3* lub *4* pełne obroty. Jeżeli dla obracania trzeba dużego wysiłku, to należy wykręcić świece dolnych cylindrów i usunąć przez obracanie śmigłem nagromadzony tam olej.

Zbyt wielkie rozrzedzanie oleju benzyną może również zajść podczas lotu na skutek nieszczelności specjalnego kurka instalacji do rozrzedzania. Dlatego przy przeglądach silnika podczas postojów zwraca się szczególną uwagę na szczelność kurka.

Niedostateczne rozrzedzenie oleju benzyną prowadzi do uszkodzenia chłodnicy. Zwiększona lepkość oleju nie może zapewnić normalnej jego cyrkulacji przez rurki chłodnicy. Niedostateczne rozrzedzenie jest skutkiem nieprawidłowego określenia wymaganego dodatku benzyny do zbyt gorącego oleju (powyżej *50*⁰ C), albo jest skutkiem przeciągającej się pracy silnika przy jego przygotowywaniu do lotu. Trzeba wziąść pod uwagę, że podgrzewanie silnika uruchomionego na rozcieńczonym oleju odbywa się w przeciągu pierwszych *2* ÷ *3* minut na *1000 — 2000* obr/min. (silnik *ASZ—82)*, po czym jego obroty zwiększa się stopniowo, bacząc na to, by silnik pracował równo (bez przerw).

Podgrzewając silnik specjalną uwagę zwraca się na ciśnienie oleju: jeżeli ciśnienie w ciągu *15* ÷ *20* sekund nie osiąga *2* ÷ *3* kG/cm² lub jeżeli wielkość jego przekracza ciśnienie maksymalne dopuszczalne (*8* kG/cm² dla silnika *ASZ—82*) to silnik należy zatrzymać i wyjaśnić przyczynę defektu.

Obroty startowe daje się tylko wówczas gdy temperatury głowic cylindrów osiągną *140*⁰C a ciśnienie oleju nie przekroczy *8* kG/cm², lub gdy temperatura płynu chłodzącego wynosi *60—90*⁰C.

Na początku lotu i podczas próby, gdy silnik pracuje na rozrzedzonym oleju, ciśnienie w głównym przewodzie może być niższe od normalnego o *0,5* do *1,0* kg/cm². Po *20—30* minutach lotu powraca ono całkowicie do normy, ponieważ w ciągu tego czasu benzyna prawie całkowicie wyparowuje. Prawidłowe rozrzedzenie oleju benzyną zapewnia pracę silnika we wszystkich warunkach.

Łatwość przekręcania wału silnika przed rozruchem nie rozwiązuje jednak wszystkich problemów, dotyczących rozruchu w okresie zimowym. Wiadomo, że im niższa jest temperatura otaczającego powietrza, tym trudniej zapala się mieszanka w cylindrze silnika. Przy temperaturze poniżej *—10*⁰C dosyć trudno jest uruchomić silnik bez wstępnego podgrzewania. Dla ułatwienia zaskoczenia zimnego silnika stosuje się rozruch gazem. Polega on na tym, że podczas przekręcania wału wykorbionego doprowadza się do systemu zasysania silnika benzynową gazoparową mieszankę otrzymaną z lotniskowego przenośnego gazogeneratora.

Grzałkę gazogeneratora rozpala się zdaleka od samolotu (w odległości nie mniejszej niż *25* m.).

Doprowadziwszy ciśnienie w zbiorniku do *1,5—2,0* kG/cm², otwiera się zawór odcinający i zalewa stożek grzałki benzyną (wysokość nalanej na dno stożka benzyny nie powinna przewyższyć *5* mm). Po zapaleniu palnika podgrzewa się wężownicę w ciągu *3—4* minut do temperatury *600—650*⁰C, tj. do ciemno-czerwonego żarzenia dolnych jej zwojów. Można uważać, że generator jest gotowy do rozruchu, jeżeli gaz wychodzi silnym strumieniem błękitnego koloru i zanika w powietrzu. Po uruchomieniu podgrzewa się silnik na gazie przy *500—600* obr/min. Trzeba mieć na uwadze, że otwarcie przepustnicy wlotu powietrza do silnika w większym stopniu niż to jest konieczne dla zapewnienia wyżej wymienionych obrotów prowadzi do nagłego zubożenia mieszanki z towarzyszeniem zapłonów zwrotnych, czasami z wyrzucaniem płomienia. Czas podgrzewania silnika zależy od temperatury zewnętrznego powietrza, co widoczne jest z podanej niżej tablicy.

temperatura powietrza zewnętrznego w °C.	*czas podgrzewania w minutach*
— 10	*0,5*
— 15	*1,5*
— 20	*1,5 — 2,0*
— 25	*2,0 — 2,5*

Powiększenie ciśnienia paliwa doprowadzanego do wężownicy generatora uniemożliwia zapuszczanie silnika z powodu zbyt bogatej mieszanki. W tych wypadkach zapuszczanie silnika przerywa się i silnik przedmuchuje, obracając w tym celu śmigło ręcznie do tyłu o kilka obrotów i następnie wznawia się rozruch, zmniejszając ciśnienie doprowadzonej do wężownicy benzyny.

Jeżeli temperatura zewnętrznego powietrza jest niższa, niż *—20°*C podgrzewanie silnika (*ASZ—82*) odbywa się w następujący sposób: nie przerywając doprowadzania gazu do układu zasysającego silnika wyłącza się zapalanie i dopływ sprężonego powietrza. Dźwignię gazu ustawia się przy tym w położeniu odp. *1400—1500* obr/min. i przetrzymuje się na tych obrotach *5—6* sekund. Następnie dźwignię gazu znów przesuwa się w położenie odp. *500—600* obr/min. i włącza się zapłon. Po takim podgrzewaniu silnik przełącza się zwykle na zasilanie benzyną z układu benzynowego samolotu i dalsze podgrzewanie przeprowadza zgodnie z odpowiednią instrukcją eksploatacyjną. Przy przestrzeganiu wskazanych prawideł można zapewnić udany rozruch silnika bez uprzedniego podgrzewania go przy temperaturze zewnętrznego powietrza do *—25°*C.

Niezawodność rozruchu silnika lotniczego zależy również od należytego działania urządzeń rozruchowych silnika. Naprzykład, podczas rozruchu silnika w zimowych warunkach benzynowy silnik rozruchowy nie zaskakuje czasem z powodu zaoliwiania się świec. Przyczyną zaoliwiania się elektrod jest najczęściej nadmiar oleju dodawanego do benzyny silnika rozruchowego.

Dla silników rozruchowych przy temperaturze zewnętrznego powietrza od *0°* do *—5°*C zawartość oleju w benzynie nie powinna przekraczać *2%*, a przy temperaturach poniżej *—5°* należy stosować czystą benzynę bez dodatku oleju.

Nie wolno zapominać o możliwości zamarzania wody zawartej w paliwie. Ponieważ nafta jest bardziej hygroskopijna niż benzyna, to przy temperaturze powietrza poniżej *—5°*C zdarzają się wypadku wydzielania z nafty wody w postaci kryształów (zamarzanie wody). Prowadzi to do obmarzania siatki filtra paliwowego i przerwania dopływu paliwa do pompy silnika. Oznaką takiego zjawiska są raptowne wahania wskazówki manometru ciśnienia paliwa i zmniejszenie wydatku pompy, co z miejsca powoduje spadek obrotów silnika. Praktyka eksploatacyjna pokazała, że dla zapewnienia normalnej pracy silnika przy temperaturze *—10°*C i niżej koniecznym jest co godzinę sprawdzać stan filtrów niskiego ciśnienia, oczyszczając siatki z wilgoci. Dla zabezpieczenia się przed tym defektem poleca się w okresie zimowym przy temperaturze *—5°* i niżej co każde *5—10* dni pobierać z systemu paliwowego samolotów, cystern tankujących i magazynów próbki paliwa do analizy na zawartość wilgoci i w wypadku jej wykrycia zmieniać paliwo.

Jeżeli w zespole silnikowym samolotu z rozrusznikiem elektrycznym znajdują się akumulatory, to dla zapobieżenia zamarzaniu elektrolitu i związanego z tym uszkodzenia akumulatora przy niskich temperaturach powietrza koniecznym jest w odpowiednim czasie przygotować akumulatory do eksploatacji zimowej.

Do nastania mrozów, w końcu kolejnego doładowania akumulatorów, gdy gęstość elektrolitu sięga *1,285*, z każdej celi należy odlać część elektrolitu i dopełnić je roztworem o gęstości *1,40*.

Dla przemieszania elektrolitu ładuje się akumulator dalej prądem drugiego stopnia w ciągu *30* minut.*) Następnie mierzy się gęstość elektrolitu i doprowadza ją ostatecznie do *1,30*. Przy temperaturze poniżej *—40°*C gęstość elektrolitu powinna wynosić *1.32*. Nie należy powiększać gęstości elektrolitu powyżej *1,32*.

Z chwilą nastania ciepłej pogody koncentrację elektrolitu baterii osłabia się tak, aby jego gęstość wynosiła *1,285*.

Warunki zimowej eksploatacji zespołu silnikowego wymagają od latającego i technicznego personelu ścisłego i bezwzględnego wykonywania wszystkich wskazówek i instrukcji określających specjalne właściwości eksploatacji materiałowej podczas zimy. Prawidłowa eksploatacja i staranny dozór materiałowej strony zabezpieczą przed wypadkami i zwiększą pewność pracy zespołu silnikowego i samolotu jako całości.

---

*) Prądem o niższym natężeniu przewidzianym w instrukcji ładowania danego akumulatora. (Przyp. red.)

Wprowadzając zdobycze nauki do praktyki

przyśpieszymy wykonanie

Planu sześcioletniego



PRZY rysownicy

Uwagi o projektowaniu spawanych zbiorników paliwowych

WSTĘP

W artykule zamieszczonym w numerze *2 z 1950 r.* „Techniki Lotniczej“ starałem się wskazać pewne zagadnienia z jakimi styka się konstruktor samolotu w czasie projektowania instalacji paliwowej. Obecnie pragnę zająć się bliżej głównym elementem instalacji paliwowej to jest zbiornikiem paliwowym. Podobnie jak artykuł poprzedni — tak i ta praca zajmować się będzie ustrojami ortodoksyjnymi, łatwymi do wykonania w małym warsztacie remontowym, przewidzianymi zasadniczo do niedużych samolotów. Wydaje się autorowi, że taki podkład metodyczny umożliwi zainteresowanemu tymi sprawami Czytelnikowi samodzielne poszukiwanie w literaturze technicznej i wyłapywanie interesujących danych, informacji i wiadomości o sprzęcie stosowanym na nowoczesnych dużych samolotach.

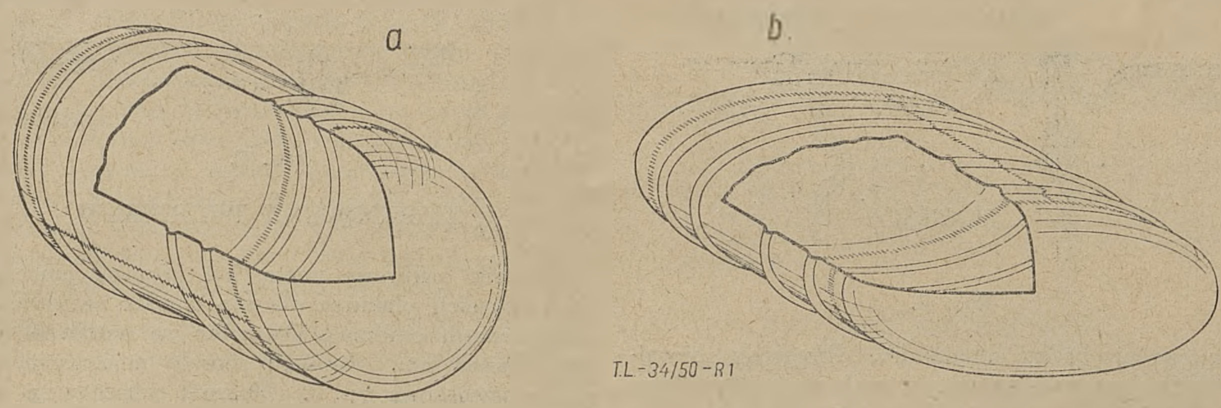
ZBIORNIKI SPAWANE

Jak wspominaliśmy poprzednio (Nr *2* z *1950 r.*) najkorzystniejszymi pod względem wypełnienia komory zbiornikowej są zbiorniki integralne oraz zbiorniki elastyczne. Pierwsze z nich są możliwe do zastosowania właściwie jedynie w konstrukcjach metalowych i wymagają specjalnych środków uszczelniających oraz bardzo starannego wykonania (szwy nitowane mocno-szczelne). Drugie zaś wymagają szeroko rozbudowanego aparatu produkcyjnego (sztuczne tworzywa na tkaniny i środki impregnacyjne). W obecnych przeto naszych możliwościach zaliczyć musimy je do przyszłości.

W konstrukcjach samolotów musimy więc zadowolić się mniej korzystnymi zbiornikami metalowymi, mocowanymi wewnątrz ustrojów pracujących kadłuba lub skrzydła samolotu. Stosuje się przy tym bądź blachę duralową, bądź aluminiową. Ze względu na trudności napotykane przy stosowaniu nitowanych zbiorników duralowych (żmudne nitowanie szczelne, stosowanie przekładek dla zwiększenia szczelności, brak pewności zachowania wymaganych warunków szczelności i wytrzymałości przy drganiach konstrukcji itp.), zważywszy, że aluminium daje się spawać oraz bardzo łatwo daje się formować przez tłoczenie, klepanie i t. p. stosuje się zazwyczaj spawane zbiorniki aluminiowe i tymi chcę się bliżej zająć.

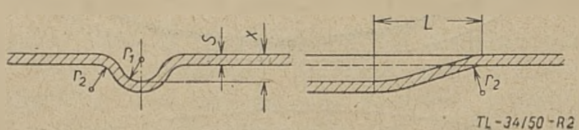
Do wykonania zbiorników aluminiowych spawanych używa się miękkiej lub półtwardej blachy aluminiowej grubości *1 — 2 mm.*

Jednym z podstawowych warunków wymaganych od zbiorników jest zasada by zbiornik przy potrzebnej pojemności oraz wystarczającej wytrzymałości posiadał jak najmniejszy ciężar. Wypełnienie tego warunku zależy od możliwości zabudowania zbiornika w przeznaczonej przestrzeni komory zbiornikowej. Geometrycznie najkorzystniejszy byłby zbiornik w kształcie kuli, jednakże w budowie samolotów postać taka rzadko znajduje zastosowanie (zbiornik kulowy był użyty np. w niemieckim pomocniczym startowym silniku rakietowym). Chętnie stosowanym kształtem jest cylinder kołowy, ze względu na prostą budowę, łatwe wykonanie i wygodne zamocowanie. Najczęściej jednakże, że względu na „upychanie“ projektowanego samolotu, zbiornik musi przybierać kształty wynikające z przeznaczonego na jego pomieszczenie elementu konstrukcji samolotu, przy czym ze względu na jak największe wypełnienie komory zbiornikowej stanowi on wtedy zmniejszoną kopię kształtu konstrukcji. Dla uzyskania większej łatwości wykonania zasadniczo zbiornik taki będzie również cylindrem o podstawach profilowych. Na rys. *1* pokazano przykłady takich zbiorników, przy czym szkic *1a* przedstawia cylindryczny zbiornik spawany o podstawie kołowej, zaś szkic *1b* — zbiornik spawany cylindryczny o podstawie profilowej. Jak widać na rysunku zbiornik taki składa się z dwóch wytłoczonych, wypukłych den o kształcie koła, elipsy lub dowolnego profilu oraz z płaszcza zwiniętego z arkusza blachy.



Rys. 1.

Dla zwiększenia sztywności blachy płaszcza, są wykonywane na jej obwodzie wytłoczenia rowkowe. wgłębione lub wypukłe t. zw. „zygi", przedstawione na rys. *2*. Wymiary najczęściej stosowanych wytłoczeń są zebrane w Tablicy Nr *1*.

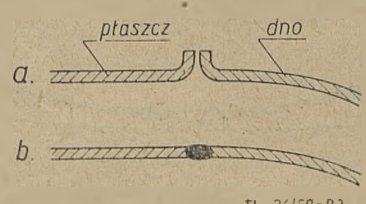


Rys. 2.

Tablica 1

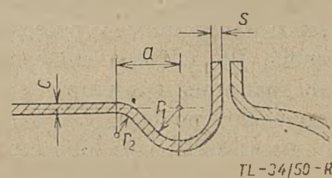
Głębokość t	*2*	*3*	*4*	*6*	*8*	*10*
r_1	*2,5*	*4*	*5*	*8*	*10*	*12*
r_2	*1,5*	*2*	*2,5*	*3*	*4*	*4*
L [1]) Największy wymiar	*13*	*15*	*18*	*21*	*24*	*27*
Grubość blachy s	*1,5*	*1,5*	*1,5*	*2*	*2*	*2*

1) Największy wymiar *L* odpowiada średnicy rolki wytłaczającej *80* mm.



Rys. 3.

Przygotowanie blach do spawania wymaga odpowiedniego wygięcia krawędzi. Pozwala to na najwłaściwszy sposób spawania, polegający na wytwarzaniu szwu spawanego bez użycia dodatkowego materiału np. drutu, lecz jedynie przez stopienie wspomnianych wygięć. Przykład takiego wykonania przedstawiony jest na rys. *3*, gdzie szkic *3a* pokazuje wygięte blachy przed spawaniem, zaś szkic *3b* — blachy po spawaniu z gotową spoiną. Ze względu na znaczne wichrowanie się blach występujące w czasie spawania t. zw. „rzucanie" często stosuje się konstrukcję pokazaną na rys. *4*.



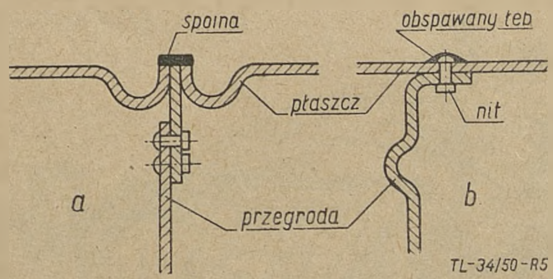
Rys. 4.

Znormalizowane wymiary rowka dodatkowego podaje tablica *2*.

Tablica 2

s	*0,6*	*0,8*	*1,0*	*1,2*	*1,5*	*1,8*	*2,0*
a	*3,8*	*3,9*	*4,9*	*5,6*	*6,3*	*8,0*	*8,0*
b	*0,5*	*0,5*	*1,0*	*1,0*	*1,0*	*1,0*	*1,0*
c	*0,5*	*0,5*	*0,5*	*0,5*	*0,6*	*0,5*	*0,5*
r_1	*2,0*	*2,0*	*2,5*	*3,0*	*3,5*	*4,0*	*4,0*
r_2	*1,6*	*1,6*	*2,0*	*2,0*	*2,0*	*3,5*	*3,5*

Zbiorniki paliwowe o pojemności większej jak *150* litrów powinny posiadać przegrody wewnętrzne, które zapobiegają zbytniemu rozkołysaniu się paliwa np. w przypadku lotu w burzliwej atmosferze. Przegrody takie powinny posiadać szereg otworów, poprzez które paliwo może przy normalnym pobieraniu swobodnie przechodzić. Na rys. *5* wskazane są dwa przykłady mocowania takich przegród do blachy płaszcza zbiornika. W przypadku *5a* należy dla zapewnienia szczelności obspawać łby nitów mocujących przegrodę. Nity muszą

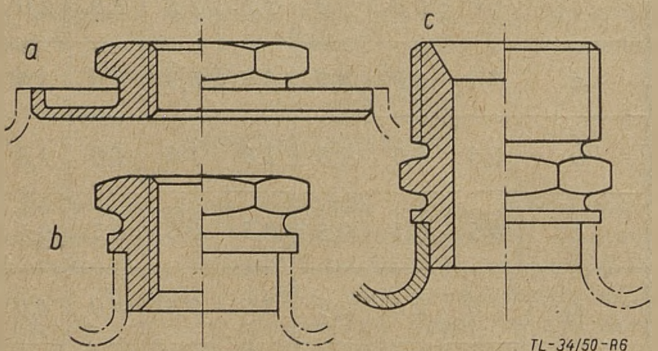


Rys. 5.

być w tym przypadku aluminiowe. Przegrody zbiornikowe mają zazwyczaj wgłębienia rowkowe wzdłuż obwodu zapewniające swobodę odkształcania się tak jak to omówiono przy rozpatrywaniu rys. *4*.

SPAWANE KOŃCÓWKI ZBIORNIKOWE

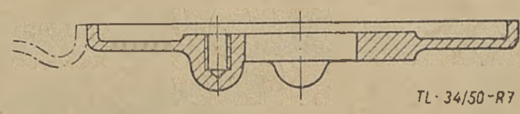
Dla przyłączenia przewodów oraz umocowania przyrządów i urządzeń, które muszą być umieszczone w zbiorniku, na zbiorniku paliwowym umocowuje się w płaszczu lub w dnach zbiorników końcówki. Końcówki takie najlepiej jest przyspawać, ponieważ wówczas odpada konieczność uszczelniania takiego połączenia, co z reguły jest potrzebne dla połączeń nitowanych. Końcówki przeznaczone do spawania wykonuje się ze stopów aluminiowo-magnezowo-krzemowych (np. pantal), które posiadając dobrą spawalność mają inne cechy zbliżone do duralu. Na rys. *6* przedstawiono kilka rodzajów tego typu końcówek, przy czym ze względu na wygodę obsadzenia w otworze w zbiorniku oraz łatwość wykonania spoiny najkorzystniejszą jest końcówka pokazana na szkicu *6a*. Wskazane końcówki pozwalają na bezpośrednie lub pośrednie dołączenie przewodów rurowych lub giętkich instalacji paliwowej samolotu.



Rys. 6.

Tak jak i w poprzednich przypadkach należy przewidzieć wgłębienie rowkowe współosiowe z końcówką.

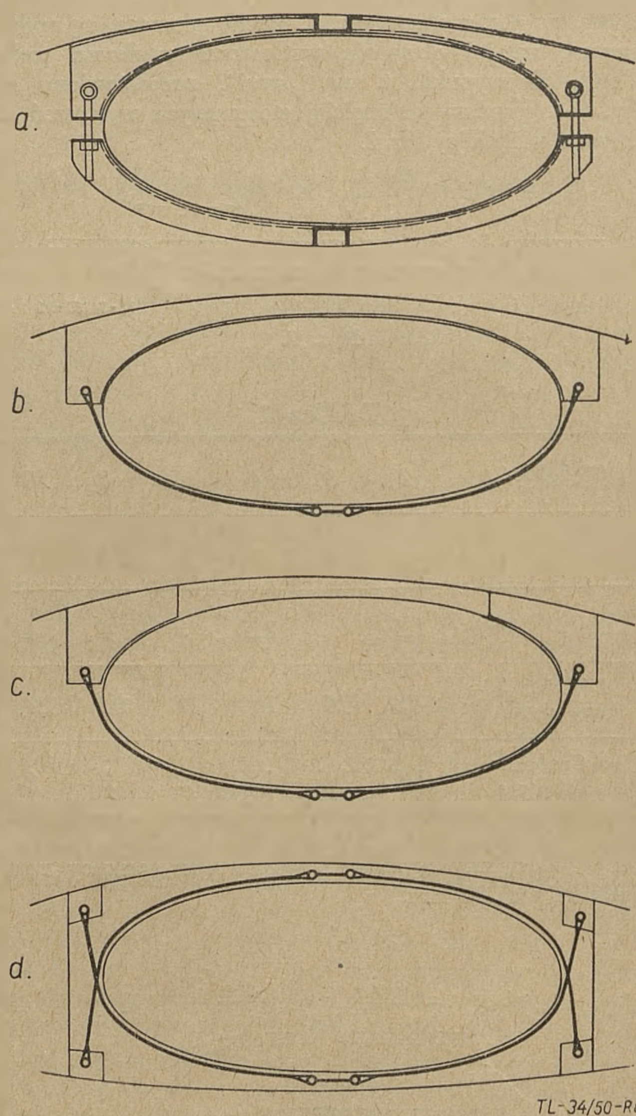
Dla mocowania wszystkich większych przyrządów oraz urządzeń jak np. nadajnik paliwomierza elektrycznego, zbiornikowa elektryczna pompa paliwowa, miska przeciwrozbryzgowa, głowica specjalna dla grupy końcówek itp., które posiadają kołnierze z otworami dla przykręcania na wkręty — stosuje się spawane końcówki pokazane na rys. *7*, które posiadają odpowiednio rozstawione otwory gwintowane.



Rys. 7.

ZAMOCOWANIE ZBIORNIKÓW

Zbiorniki paliwowe muszą być sztywno umocowane do konstrukcji płatowca dla zapewnienia prawidłowego, nieruchomego osadzenia zbiornika we wszelkich możliwych fazach lotu. Rozmaite sposoby mocowania zbiorników przedstawia rys. *8*. Zbiornik pokazany na szkicu *8a* opiera się na żebrze podpierającym o przekroju np.

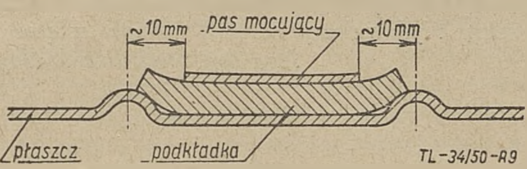


Rys. 8.

w kształcie litery Ω (omega). Zbiornik ten jest dociśnięty do żebra za pomocą belki np. o przekroju w kształcie litery C i wygiętej odpowiednio do profilu zbiornika. Belkę dociska się do żebra za pomocą śrub zamocowanych przegubowo w żebrze oraz nakrętek przytrzymujących. Przegubowe zamocowanie śrub pozwala na prawidłowe dopasowanie zbiornika do żebra i belki przy

dociąganiu. Szkic *8b* przedstawia zbiornik, który opiera się na odpowiednio ukształtowanym żebrze, natomiast dociągnięty jest do żebra przy pomocy metalowego pasa o regulowanej długości. Szkic *8c* różni się od poprzedniego tylko formą żebra podpierającego, które niekiedy pozostaje jedynie w postaci szczątkowej, w narożach zbiornika. Wreszcie szkic *8d* pokazuje odrębny sposób zamocowania zbiornika, który jest jedynie zawieszony na pasach, od dołu i od góry. Układ taki zapewnia również całkowicie sztywne osadzenie zbiornika.

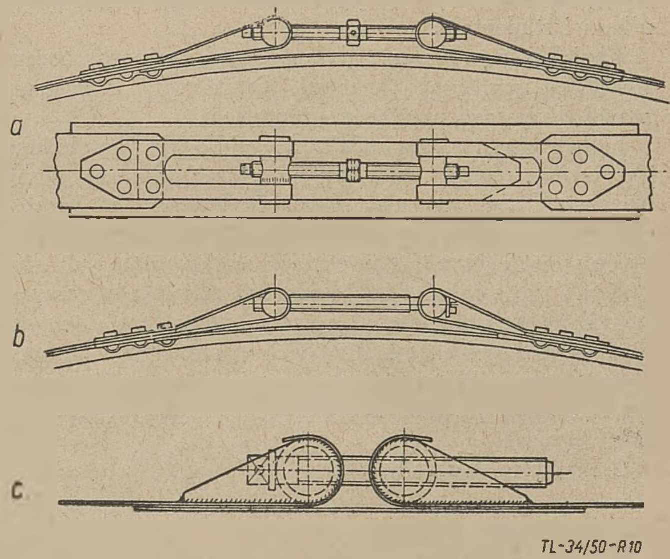
Sposób umiejscowienia pasa na płaszczu zbiornika ilustruje rys. *9*, na którym widać, że przytrzymujący pas



Rys. 9.

metalowy (stalowy lub duralowy) jest osadzony pomiędzy dwoma wypukłymi wytłoczeniami rowkowymi („zygami"). Pod pas ten jest wsadzona, przyklejona lub przyszyta podkładka z filcu lub miękkiej gumy. Podkładka ta, wystając po bokach na zewnątrz pasa metalowego, chroni dzięki swej większej szerokości płaszcz zbiornika od uszkodzeń jakie mógłby spowodować metalowy pas przytrzymujący w czasie drgań występujących w samolocie.

Na rys. *10* przedstawiono kilka rozwiązań konstrukcyjnych ściągaczy do pasów mocujących zbiorniki. Wszystkie te ściągacze pozwalają na zluzowanie względnie ściągnięcie pasa bez rozłączania go, co w razie potrzeby wyjęcia zbiornika lub poprawienia jego osadzenia znacznie ułatwia zadanie. Ściągacz pokazany na szkicu *10a* składa się z trzpienia śrubowego z naciętymi gwintami lewym i prawym oraz dwóch nakrętek z odpowiednio lewym i prawym gwintem, które swymi częściami cylindrycznymi osadzone są w obejmach utworzonych z blachy znitowanej z pasami przytrzymującymi zbiornik. W celu zabezpieczenia podkładek, pod samym ściągaczem umieszczony jest pasek blachy znitowany z jednym końcem pasa. Gwint lewy zarówno na trzpieniu, jak i na nakrętce jest oznaczony przez proste moletowanie. Przekręcanie trzpienia powoduje roz-



Rys. 10.

suwanie względnie ściąganie pasa. Przykład pokazany na szkicu *10b* posiada jedynie gwint prawy i to zarówno na trzpieniu, jak i na nakrętce. Zamiast drugiej nakrętki zastosowano podobną do niej prowadnicę, na której opiera się łeb trzpienia. Rozwiązanie przedstawione na szkicu *10c* posiada odmienne zamocowanie przegubowych nakrętek, mianowicie cylindrycznego kształtu nakrętki zastosowano podobną prowadnicę do niej, na odpowiednio wygięte zakończenia pasów mocujących, przy czym ginazda te są wzmocnione przyspawanymi żebrami. Sam trzpień jest podobny do pokazanego na szkicu *10b*.

ZAKOŃCZENIE

Przedstawione powyżej przykłady rozwiązań nie wyczerpują — rzecz jasna — całości zagadnienia. Mają być one jedynie — zgodnie z zapowiedzią we wstępie niniejszego artykułu — zasadniczym materiałem informacyjnym dla interesujących się konstrukcją instalacji paliwowej Czytelników.

O tym czy tę rolę we właściwy sposób artykuł niniejszy spełnia chcielibyśmy usłyszeć zdanie naszych Czytelników.

Mgr. inż. Stanisław Madeyski

Skrzynka techniczna

Układając na początku tego roku program prac i przewidywane zapotrzebowanie miejsca dla każdego z działów w poszczególnych numerach „Techniki Lotniczej" Zespół Redakcyjny oszacował też — odpowiednio do swoich założeń i zamierzeń — wielkość nowego w naszym piśmie działu „Skrzynki Technicznej" oraz przewidział dla niej odpowiednią ilość miejsca.

Przypuszczaliśmy — naturalnie — że taka „nowość" w naszym piśmie nie odrazu „chwyci" i liczyliśmy się z tym, że dopiero z biegiem czasu Skrzynka Techniczna „Techniki Lotniczej" — mówiąc stylem dziennikarskim— rozkręci się.

Liczyliśmy, że tą drogą nawiążemy bliższy kontakt z naszymi czytelnikami, dowiemy się jakie tematy chcieliby poruszyć, czy lepiej naświetlić. Chcielibyśmy aby łamy Skrzynki Technicznej stały się wolną trybuną, na której moglibyśmy omawiać sprawy interesujące ogół czytelników, wyjaśniać ewentualne niejasności w wydrukowanych artykułach, służyć radą i pomocą techniczną

Kolegom o słabszym przygotowaniu technicznym: technikom i studentom.

Chcielibyśmy wreszcie dać możność racjonalizatorom lotniczym zasięgnąć fachowej, bezstronnej i dostosowanej do wiedzy pytającego odpowiedzi.

Jednak musimy stwierdzić, że oddźwięk Czytelników jest jeszcze narazie mniejszy od przewidywanego przez Redakcję. Jest dla nas rzeczą zrozumiałą, że przełamanie się wewnętrzne i zmuszenie do wzięcia za pióro by skierować do nas interesujące ogół pytanie lub aby podzielić się swoimi spostrzeżeniami u wielu z naszych przyszłych korespondentów jeszcze nie nastąpiło i znajdują się oni dotychczas w fazie przygotowawczej. Spodziewamy się jednocześnie, że obecnie już zapadło u nich postanowienie i... nie doczytując tego do końca... zaczynają pisać.

Czekamy na Wasze listy!

×

Zgodnie z jednonumerową tradycją Skrzynka Techniczna zamierza omówić zauważony przez nas błąd w poprzednim numerze „Techniki Lotniczej" (Nr *1* z r. *1950*). Na str. *10* tego zeszytu znaleźliśmy błędny podpis pod rysunkiem. Otóż zamiast umieszczonego określenia „Schemat zapłonu przy pomocy świecy wtryskowej według patentu inż. *W. Narkiewicza*", które dotyczy umieszczonego dalej rys. *2*, powinno być: „Wpływ spadku ciśnienia w komorze spalania na spadek entalpii w silniku".

Ponieważ w archiwum redakcyjnym przechowujemy skrzętnie rękopisy oraz wszelkie korekty, z przykrością stwierdziliśmy, że padliśmy ofiarą złośliwości przysłowiowego „chochlika drukarskiego", który bardzo starannym i uważnym pracownikom drukarni Ludowej Spółdzielni Wydawniczej potrafił jednak spłatać figla.

Mgr inż. Stanisław Madeyski

Mgr inż. STEFAN SULIKOWSKI

Wystawa aparatury naukowo-badawczej w Politechnice Warszawskiej

W auli Politechniki Warszawskiej została otworzona na okres blisko trzymiesięczny „Wystawa Aparatury Naukowo-Badawczej". Stanowi ona jeden z fragmentów planowych przygotowań od realizacji planu sześcioletniego. Uzyskanie wysokich rezultatów przewidzianych w ostatnich jego latach jest bowiem uwarunkowane utworzeniem szeregu komórek przemysłowych, badawczych i szkoleniowych zaopatrzonych we współczesny kompletny sprzęt, już w pierwszym okresie planu.

Rozrost i podział tych komórek w oparciu o własną produkcję sprzętu i o nowe kadry fachowców pozwoli na uzyskanie wymaganego przez plan potencjału naszego życia gospodarczego.

Dla Polski, kraju ogołoconego doszczętnie przez wojnę, zapotrzebowanie na sprzęt jest bardzo różnorodne i bardzo duże.

Są dwie możliwości pokrycia tego zapotrzebowania: przez własną produkcję i przez import.

Przegląd tych możliwości dla planujących i inwestujących dają przede wszystkim doroczne „Międzynarodowe Targi Poznańskie". Wychodząc jednak ze słusznego założenia, że trudno jest powziąć decyzję o zakupieniu, czy wyprodukowaniu skomplikowanego zazwyczaj aparatu w atmosferze zwiedzanych masowo „Targów Poznańskich", utworzono z części eksponatów przysłanych na Targi wystawę obejmującą tylko wąski i specjalny dział „Aparatury Naukowo-Badawczej".

Przez zorganizowanie fachowej informacji. co do zasad działania poszczególnych przyrządów, jak i co do możliwości ich nabycia stworzono możliwie najlepsze warunki do zapoznania wszystkich zainteresowanych z aparaturą naukowo-badawczą.

Wystawa podzielona jest na zasadnicze działy: Mechanika, Fizyka, Chemia fizyczna, Chemia, Meteorologia i Elektrotechnika.

Każdy dział obejmuje kilkadziesiąt do kilkuset aparatów i przyrządów najnowszej konstrukcji.

Nie mogąc scharakteryzować, wobec braku miejsca, poszczególnych przyrządów można ogólnie stwierdzić coraz częstsze zastosowanie przyrządów optycznych i elektrycznych do pomiaru najróżnorodniejszych własności.

Przyrządów mających zastosowanie bezpośrednio w lotnictwie wystawa nie obejmuje, natomiast szereg przyrządów i urządzeń wystawionych należy do podstawowego wyposażenia wytwórni, czy też pracowni badawczych sprzętu lotniczego.

Wystawione przyrządy i aparaty są wykonane w kraju lub pochodzą z importu.

Odnośnie aparatury krajowej, to chociaż wystawa nie odzwierciedla niestety dokładnie obecnych naszych coraz wzrastających możliwości produkcyjnych, można jednak stwierdzić już na podstawie eksponatów stały i wielokierunkowy rozwój produkcji przyrządów. Obok przyrządów produkowanych już seryjnie, jak np. mikroskopy, widzimy cały szereg prototypów opracowanych i wykonanych przez poszczególne Instytuty Naukowe, a będących wzorami dla dalszej seryjnej produkcji.

Większość przyrządów importowanych, to nowoczesne wyroby radzieckie — wyroby kraju, który najwięcej pomaga nam w zaopatrzeniu w pierwszym trudnym okresie organizacji życia gospodarczego.

Następne miejsce zajmują wysokiej klasy przyrządy produkcji Niemieckiej Republiki Demokratycznej, przyrządy czeskie, węgierskie i rumuńskie.

Reasumując wrażenia z wystawy dochodzimy do wniosku, że pełni ona dobrze swoje zadanie będąc natchnieniem dla konstruktorów sprzętu krajowego i plastycznym przeglądem obecnych możliwości importowych.

Nowości techniczne

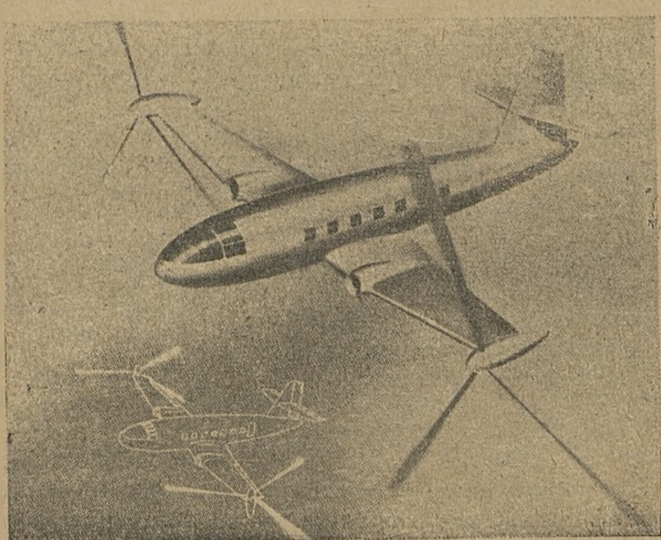
SAMOLOTO-ŚMIGŁOWCE

Kierunki rozwojowe lotnictwa są dość wyraźne: powstają samoloty o stale wzrastającym obciążeniu powierzchni nośnej uzyskujące coraz większe prędkości lotu. Konsekwencją tego jest powiększanie prędkości startu i lądowania, co z kolei wymaga coraz bardziej rozbudowanych urządzeń naziemnych — bardzo zresztą kosztownych.

Mimo olbrzymiego postępu technicznego bezpieczeństwo ruchu lotniczego nie wzrasta w zadawalający sposób. Samolot ma tę cechę, odróżniającą go od innych środków lokomcji, że duża prędkość jest rękojmią bezpieczeństwa. W razie trudnych warunków atmosferycznych np. zła widoczność, w razie nieprawidłowości działania mechanizmów samochód, kolej czy statek mogą zwolnić biegu lub też zupełnie się zatrzymać. Pilot samolotu natomiast w przypadku zmniejszenia widoczności, czy też defektu silnika musi utrzymywać znaczną prędkość i nie zawsze są warunki na pomyślne doprowadzenie tej prędkości do zera tj. na udane przymusowe lądowanie.

Wzmagający się rozwój śmigłowców (helikopterów) świadczy o wielkich zaletach i o potrzebie tego typu aerodyny. Główna ich cecha to zdolność do wykonywania startów i lądowań w miejscu lub też na bardzo małej przestrzeni, a także możliwość unoszenia się i zatrzymywania w miejscu, natomiast śmigłowce nie nadają się do osiągania dużych prędkości przelotowych. Trudności w sterowaniu i stateczności są stopniowo opanowywane.

Ponieważ cechy samolotu i śmigłowca są przeciwstawne więc połączenie ich w jeden układ zapewniłoby wielkie zalety. Taki samoloto-śmigłowiec startowałby i lądował jak śmigłowiec wykorzystując do tego celu powierzchnie wirujące jako powierzchnie nośne. Natomiast na wysokości elementem dającym siłę nośną stawałyby się skrzydła stałe przy czym obciążenie powierzchni mogłoby tu być o wiele większe niż przy obecnych samolotach, gdzie jest ono z konieczności ograniczone ze względu na konwencjonalne lądowanie.

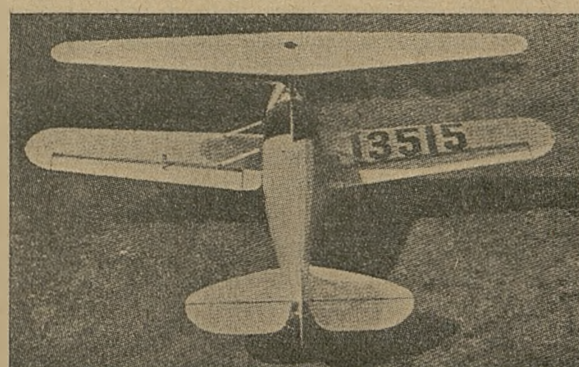


Rys. *1* przedstawia jedno z możliwych rozwiązań samoloto-śmigłowca. Rotory służą tu do wytwarzania siły nośnej (przy położeniu osi pionowym), a po zmianie płaszczyzny ich wirowania do uzyskania ciągu pomocniczego, wspomagającego normalnie umieszczone silniki odrzutowe.

Nie należy się łudzić, że samoloto-śmigłowce będą w najbliższym czasie całkowicie opanowane konstrukcyjnie. Skonstruowanie takiej aerodyny będzie znacznie trudniejsze niż konwencjonalnego samolotu, czy też śmigłowca. Wymagany będzie podwójny układ sterowania, a samo przejście z jednego rodzaju lotu w drugi będzie przedstawiało spore trudności ze względu na konieczność płynnego przejścia z pracy rotorów na działanie stałej powierzchni nośnej. Piasty rotorów i mechanizmy zapewniające sterowanie i stateczność, a także przejście na autorotację w razie uszkodzenia silników będą bardzo skomplikowane, ciężkie, a także kosztowne. Będą istniały problemy wyważenia, drgań, niezawodności działania całego układu itp.

Toteż dużo czasu musi upłynąć zanim samoloto-śmigłowce znajdą się w użytkowaniu posiadając odpowiedni ładunek użyteczny i jednocześnie zadawalające osiągi.

Z drugiej strony idea samolotu uniwersalnego nie jest jedynie urojeniem. Już w roku *1937* wykonywały loty samolot przedstawiony na rys. *2.*

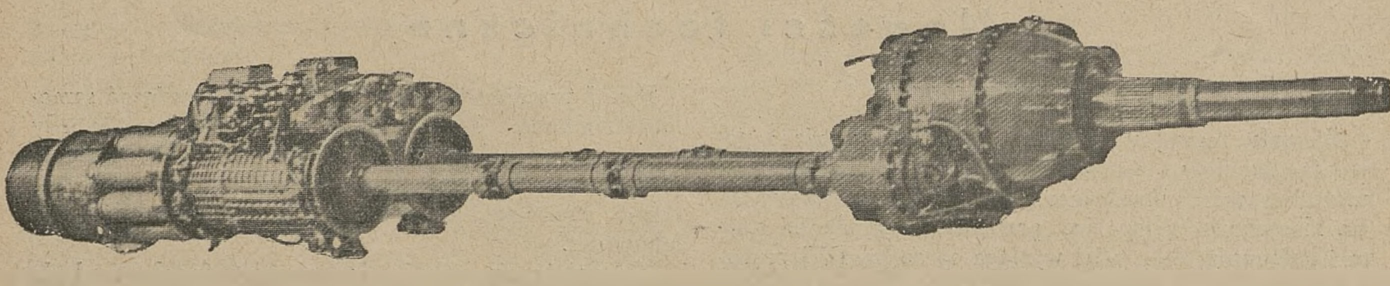


Górne skrzydło spełnia tu dwojaką rolę: może wirować zachowując się jak rotor co pozwala na start i lądowanie takie, jak to czynią śmigłowce. Może być również zablokowane spełniając rolę skrzydła stałego; przedstawiony samolot jest wtedy zwykłym dwupłatem. Profil tego górnego skrzydła jest specjalny — mianowicie krawędź natarcia jest tak samo ukształtowana jak krawędź spływu (czyli profil posiada pionową oś symetrii). Kształt taki nie jest korzystny ze względów aerodynamicznych jednakże w tym układzie jest konieczny dla zapewnienia poprawnej pracy skrzydła jako rotora.

R. L.

SPRZĘŻONY TURBINOWY ZESPÓŁ NAPĘDOWY O MOCY 5500 KM

Najnowocześniejszym z pośród ostatnio zbudowanych na zachodzie silników turbinowo-śmigłowych jest silnik *Allison T-40-4.* Odznacza się on szczególnie małą powierzchnią czołową, niewielkim ciężarem oraz bardzo niskim, jednostkowym zużyciem paliwa.



Zespół napędowy zaopatrzony w dwa przeciwbieżne śmigła posiada dwa silniki turbinowe o mocy *2550* KM na wale plus *360* kG ciągu, połączone ze wspólną przekładnią. Każdy z nich posiada niezależne sterowanie i może pracować samodzielnie przy zatrzymanym drugim silniku.

Sprężarka silnika turbinowego jest typu osiowego o *17* stopniach i wyróżnia się niezwykle małą średnicą — rzędu *350* mm; jej spręż wynosi *6,3:1*.

Ściany kanału wlotowego ogrzewane są powietrzem upuszczonym za jednym ze środkowych stopni: ma to na celu zapobieżenie obladzaniu w locie oraz częściowe chłodzenie sprężonego powietrza między stopniami dla podwyższenia sprawności cieplnej sprężarki. Inne upusty międzystopniowe mogą być m. in. wykorzystane dla utrzymania wyższego ciśnienia w kabinie płatowca.

Komory spalania w ilości *8* są zbliżone konstrukcyjnie do znanych komór *Lucasa*, długość ich jednak wynosi zaledwie około *450* mm.

Turbina jest czterostopniowa, a to w celu uzyskania możliwie najmniejszej średnicy. Wszystkie jej cztery wirniki związane są poprzez wał sprężarki z wałem napędowym.

Aczkolwiek w istniejących publikacjach nie podano ilości obrotów zespołu wirującego, to na podstawie rozporządzalnych danych należy obroty te ocenić na około *22000* obr/min. Byłaby to jeszcze nie spotykana wielkość w jednostkach o tak dużej mocy.

Napęd śmigła: silniki połączone są z przekładnią za pośrednictwem trzykrotnie ułożyskowanych wałów zaopatrzonych w przeguby oraz sprzęgieł jednokierunkowych umożliwiających zatrzymanie jednego z silników wchodzących w skład zespołu. System ten pozwala, wg danych amerykańskich, na znaczne obniżenie kosztów eksploatacji, a to ze względu na zmniejszenie zużycia paliwa oraz ilości godzin pracy poszczególnych silników turbinowych, w stosunku do określonej ilości godzin wylatanych przez płatowiec.

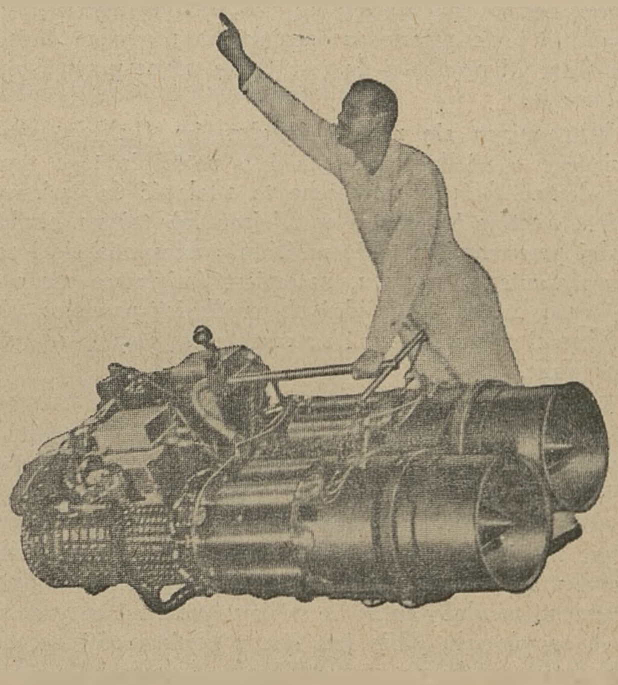
Reduktor posiada przełożenie *15,75:1;* część przełożenia ogólnego uzyskana jest w dwustopniowej przekładni planetarnej, reszta zaś — między kołami zębatymi wałów przegubowych, a wielkim kołem zębatym związanym z kołem centralnym pierwszej przekładni planetarnej.

Znamienną cechą zespołu napędowego *T-40-4* jest fakt, że sam reduktor posiada niemal tak dużą powierzchnię czołową, jak obydwa silniki turbinowe razem wzięte, jego ciężar zaś wraz z wałami przegubowymi stanowi około *50%* ciężaru całej jednostki napędowej.

Akcesoria silnikowe znajdują się na kadłubie sprężarki i są napędzane bezpośrednio z silnika turbinowego, natomiast akcesoria płatowcowe napędzane dodatkową przekładnią w karterze reduktora zamocowane są do jego tylnej ściany.

W związku z samoczynnym urządzeniem dostosowującym skok śmigła do mocy rozwijanej przez silnik i odpowiadającym jej obrotom — regulacja mocy odbywa się za pośrednictwem tylko jednej dźwigni „gazu" na każdy zespół.

Trójłopatkowe *śmigła* przeciwbieżne o średnicy około *4,5 m*, mogą być przestawiane w chorągiewkę lub na skok ujemny.



Dane liczbowe zespołu:

moc maksymalna na wale śmigła	*5100 KM*
dodatkowy ciąg (wskutek odrzutu gazów spalin.)	*720 kG*
ciężar całkowity ok.	*1200 kG*
ciężar jednostkowy ok.	*0,235 kG/KM na wale*

Dane silnika turbinowego:

średnica	*510 mm*
długość	*2100 mm*
ciężar	*320 kG*
jednostkowe zużycie paliwa (uwzgl. tylko moc na wale) ok.	*270 g/KM godz.*

Uwzględniając odrzut gazów spalinowych uzyskuje się przy prędkości np. *700* km/godz. dalszych ok. *1600 KM*. Rzeczywisty ciężar jednostkowy wyniesie zatem ok. *0,180* kG/KM, rozchód paliwa zaś ok. *210* g/KM godz.

L. P.

Nowe książki

SZPOLSKIJ. ATOMNAJA FIZIKA, T. I. WWIEDIENIJE W ATOMNUJU FIZIKU. WYDANIE DRUGIE, 523 STR. GOSUDARSTWIENNOJE IZDATIELSTWO TIECHNIKO - TIEORIETICZESKOJ LITIERATURY. MOSKWA 1949.

„Atomnaja Fizika" jest podręcznikiem dla wyższych uczelni. Zaznaczyć trzeba, że ujęcie tego przedmiotu w tak obszernym zakresie i to w programie ramowym, świadczy niezbicie o bardzo wysokim poziomie studiów w Związku Radzieckim. We wszystkich innych krajach dział ten dostępny jest tylko nielicznym pracownikom naukowym. Nakład podręcznika wynosi *20.000* egzemplarzy i jest na wyczerpaniu. Dla porównania warto zaznaczyć, że popularnie opracowane oryginalne dzieła *Louis de Brogli'ego*, czołowego fizyka francuskiego, z wielkim trudem rozchodzą się w *5.000* egzemplarzach.

Pierwszy tom „Atomnoj Fiziki" zawiera szczegółowy wykład metod teoretycznych i doświadczalnych, stosowanych w fizyce atomowej i stanowi wstęp do drugiego tomu, który do nas jeszcze nie dotarł.

Treść tomu *I* jest następująca:

Rozdział I. Elektron, jego ładunek i masa.

Zasługuje na uwagę ostatni paragraf tego rozdziału poświęcony masie elektronu i rozpatrzeniu hypotetycznej tożsamości całej masy elektronu z jego „masą" elektromagnetyczną. Gdy dostarczamy pewną ilość energii dla przyśpieszenia elektronu, to część tej energii musi być pochłonięta przez tworzące się pole magnetyczne. Stąd określnie „masy" elektromagnetycznej elektronu jako granicy stosunku przyrostu energii pola magnetycznego do przyrostu połowy kwadratu prędkości elektronu. (Masa ta zależeć będzie od sposobu rozkładu ładunku elektrycznego na samym elektronie.) *Szpolskij* przytacza tu słynną cytatę z dzieła *Lenina* „Materializm i empiriokriticizm":

„Materia znika, to znaczy że znika granica, do której znaliśmy materię dotychczas" (polskie wydanie „Książka i Wiedza" *1949*, str. *288*) i dalej: „jakkolwiek „dziwne" by się wydawało, że elektron nie ma żadnej innej masy prócz elektromagnetycznej, jakkolwiek niezwykłe wydać się może ograniczenie mechanicznych praw ruchu do jednej tylko dziedziny zjawisk przyrody, wszystko to raz jeszcze potwierdza słuszność materializmu dialektycznego" (tamże, str. *289*).

Rozdział 2. Atomy i izotopy.

Szczegółowy opis metod rozdziału izotopów — metody dyfuzji mas, spektrografii, termodyfuzji, destylacji i reakcji chemicznych wymiany cząstkowych. Naszym zdaniem brakuje teorii i opisu rozdziału izotopów gazu metodą przepuszczania przez długie rury pod zmniejszonym ciśnieniem (metoda stosowana na dużą skalę).

Rozdział 3. Jądrowy skład atomu.

Metody badania struktury atomu polegające na rozproszeniu elektronów i cząsteczek.

Rozdział 4. Promienie Roentgena i ich zastosowanie do wyznaczenia stałych atomowych.

Opis dwóch rodzajów promieniowania roentgenowskiego: widmo ciągłe powstające przy mniejszych wartościach energii i widmo z prążkami. Wyznaczenie liczby porządkowej atomu za pomocą pomiaru absorbcji promieniowania. Wyznaczenie średniego „przekroju" elektronów z pomiaru rozproszenia promieniowania. Ugięcie promieni siatką krystaliczną. Prawo *Moseley'a*. Wyznaczenie ładunku właściwego elektronu.

Rozdział 5. Budowa atomu i fizyka klasyczna.

Ten rozdział podzielony jest na dwa podrozdziały zawierające niezbędne dla studiowania fizyki atomowej, podstawy mechaniki teoretycznej i elektromagnetyzmu. Dzięki temu od czytelnika „Fizyki Atomowej" *Szpolskiego* nie są wymagane uprzednie i poważne studia tych przedmiotów.

Rozdział 6. Promieniowanie ciała absolutnie czarnego i hypoteza kwantów energii.

W rozdziale tym zasługuje na specjalną uwagę czytelnika paragraf poświęcony tzw. „katastrofie ultrafiołkowej", która zmusiła fizykę klasyczną do przejścia na drogę mechaniki kwantów.

Rozdział 7. Poziomy energetyczne atomów.

Opis modelu atomowego *Bohra*, doświadczeń *Francka* i *Hertza*. Wzbudzenie i promieniowanie atomów wzbudzonych. Wzór *Plancka*.

Rozdział 8. Linie spektralne i poziomy energetyczne atomu wodoru.

Wzory *Balmera, Paschena, Laymanna*. Ogólna teoria *Bohra*. Autor wskazuje pewną niekonsekwentność teorii *Bohra*, którą uważać należy jako etap przejściowy od mechaniki klasycznej do mechaniki falowej.

Rozdział 9. Kwanty świetlne.

Fluktuacja pola świetlnego. Efekt fotoelektryczny i wzór *Einsteina*. Górna granica ciągłego widma promieni *Roentgena*. Opis ciekawego doświadczenia uczonych radzieckich *A. Joffe* i *N. Dobronrawowa* potwierdzającego korpuskularne własności światła. Doświadczenie *S. Wawiłowa* i pomiar fluktuacji światła widocznego. Rozproszenie promieni *Roentgena* i efekt *Comptona*. Elektrony cofnięcia.

Rozdział 10. Fale i cząsteczki.

W poprzednim rozdziale wskazane było dwoiste zachowanie się promieniowania: falowe i korpuskularne. W tym rozdziale wprowadza się dwoista przyroda cząsteczek materialnych — stanowiąca podstawę mechaniki falowej. Doświadczenia fizyków radzieckich *Bibermana, Suszkina* i *Fabrykanta* opisane w rozdziale *10* stwierdzają, gdy nawet ilość elektronów przechodząca przez szczelinę dyfrakcyjną jest tak mała, że tylko jeden elektron może się znaleźć jednocześnie we wnętrzu przyrządu powstaje jednakże zjawisko ugięcia strumienia elektronów. A więc elektron nawet w liczbie pojedynczej posiada pewne własności falowe. Z mechaniką falową związana jest ściśle „zasada niewyznaczalności" *Heisenberga*, która na terenie filozoficznym posłużyła jako punkt wyjściowy dla szkoły idealistycznej. Idealiści uważają tę zasadę jako sprzeczną z zasadą przyczynowości. Tym reakcyjnym zwolennikom szkoły machistowskiej autor odpowiada słowami wielkiego uczonego francuskiego *Langevin'a:* „nie możemy przedstawiać świata międzyatomowego przez ekstrapolację naszej makroskopowej koncepcji ciała w stanie ruchu. Z faktu, że przyroda nie daje dokładnej odpowiedzi na pytania dotyczące ruchu cząsteczki, byłoby zbyt zuchwałym z naszej strony wywnioskować, że przyroda nie posiada determinizmu. Prościej byłoby na to odpowiedzieć: pytanie jest źle postawione, — mikrocząsteczki korpuskularne w przyrodzie nie istnieją."

Rozdział 11. Równanie Schroedingera.

Autor podkreśla na początku brak ścisłego wyprowadzenia równania *Schroedingera*, którego słuszność potwierdzona jest doświadczalnie. Następnie rozpatrywane są klasyczne zastosowania równania *Schroedingera*.

Lektura „Atomnoj Fiziki" jest nadzwyczaj łatwa. Autor zdołał połączyć w harmonijną całość treść doświadczalną teoretyczną i filozoficzną tak, że czytelnik wyniesie bezsprzecznie prawdziwe zamiłowanie do tej, najważniejszej w chwili obecnej, dziedziny fizyki. *M. Ł.*

PROF. DR INŻ. NEYMAN-PILATOWA. — „PŁYNNE PALIWA SILNIKOWE". WYD. PAŃSTWOWE WYDAWNICTWA TECHNICZNE, WARSZAWA 1950 r.

Książka prof. dr. inż. *Neyman-Pilatowej* w bardzo przejrzysty sposób wprowadza czytelnika w zagadnienia dotyczące paliw ciekłych, zarówno samochodowych, jak i lotniczych. Autorka wysoce zrozumiale podaje w swej pracy stronę chemiczną, technologiczną, jak również badania mechaniczne paliw pochodzących z uszlachetniania ropy naftowej, gazu ziemnego i pochodnych syntetycznych węgla.

W pierwszej części opisuje ona w podstawowy sposób stronę chemiczną węglowodorów wchodzących w skład ropy naftowej, podaje ich wzory strukturalne i nomenklaturę. Czyni to wyjątkowo prosto i łatwo tak, że nawet „nie-

chemik" może to zrozumieć i z łatwością sobie przyswoić. W drugiej części wprowadza nas w technologię uszlachetniania ropy naftowej i gazu ziemnego podając jednocześnie wiele ciekawych schematów aparaturowych omawianych procesów fizyko-chemicznych i chemicznych. Autorka, może niewłaściwie, używa od czasu do czasu terminy z tak zw. „żargonu" fabrycznego, jak np. „refluko", niedostatecznie wyjaśniając, co one oznaczają. W tej części książki podaje również i własności fizyko-chemiczne paliw stosowanych w silnikach samochodowych i lotniczych, badania doświadczalne nad nimi, uszlachetnianie w celu zwiększenia ich przydatności. W trzeciej części znajdujemy bardzo schematycznie podany opis kilku sposobów produkcji paliw syntetycznych, ich własności fizyko-chemicznych i zastosowania w różnego rodzaju silnikach. Wraz z opisem procesów autorka podaje ich kalkulację i rentowność.

Jeśli chodzi o układ książki, jest on niestety trochę chaotyczny i niezbyt dobrze pomyślany. Autorka powinna podać spis źródeł z jakich korzystała przy opracowywaniu jej.

Mimo tych drobnych usterek książka należy bezwzględnie do ważnych przyczynków w naszej literaturze technicznej dotyczącej paliw ciekłych, tym bardziej, że jest to jedna z pierwszych prac opublikowanych po wojnie. Powinien z nią się zaznajomić zarówno technik, inżynier-chemik pracujący w „nafciarstwie", jak i inżynier-mechanik mający do czynienia z silnikami spalinowymi.

W. H.

W. I. PAWŁOW. — Kurs Fiziki — Tom I — Miechanika. Molekularnaja Fizika — Gos. Izdat. Tiechn. Tieoret. Lit., Leningrad, Moskwa 1949 — Str. 447.

„Kurs Fiziki" przeznaczony jest dla studentów pierwszego roku Wyższej Uczelni Technicznej, ze szczególnym uwzględnieniem potrzeb Wydziału Chemicznego.

Tak np. teoria kinetyczna gazów potraktowana jest wspólnie z kinetyką reakcji chemicznych.

I tom „Kursu Fiziki" zawiera *2* części.

I część — Mechanika, stosunkowo krótka (*112* str.).

II część, bardziej rozszerzona podzielona jest na *9* rozdziałów:

1. Teoria molekularno-kinetyczna budowy materii.
2. Ciepło, jako odmiana energii.
3. Doświadczalne prawa gazów.
4 i 5. Teoria kinetyczna gazów.
6. Równanie stanu gazów rzeczywistych i ciągłość przemiany ze stanu gazowego w stan płynny.
7. Własności płynu i podstawy teorii kinetycznej płynu.
8. Przejścia wzajemne z fazy gazowej w fazę płynną.
9. Ciało twarde i własności siatek krystalicznych.

Przedmioty są ujęte głównie ze strony doświadczalnej. Książka nie wymaga od czytelnika zbyt dużych wiadomości z matematyki. Podręcznik ten można śmiało polecić inżynierom zajmującym się zagadnieniami związanymi z metalurgią, technologią itp., którzy powinni dbać o unowocześnienie swych wiadomości ogólnych.

M. Ł.

NORMALIZACJA — WARSZAWA *1949*, WYDAWNICTWO *PKN.*

Książka zawiera cykl *12* wykładów o zagadnieniach normalizacji, wygłoszonych przez najwybitniejszych polskich znawców tych zagadnień — na kursie dla normalizatorów, zorganizowanym w *r. 1949* przez PKN; do tego dołączono pewną ilość pouczającego materiału przykładowego z zakresu normalizacji; całość *400* stron formatu *A5*, w tym ok. *50* stron tablic.

Każdy wykład stanowi utrzymane na najwyższym poziomie, wszechstronne oświetlenie swego zagadnienia tytułowego. Całość wykładów obrazuje z nieodpartą siłą przekonywującą ogromne korzyści stosowania zasad normalizacji przy wszelkiej seryjnej produkcji watrości użytkowych, przy ich użytkowaniu, a nawet przy transporcie.

Książka „Normalizacja" stanowi przypomnienie o wielkim znaczeniu prac Polskiego Komitetu Normalizacyjnego dla wszystkich dziedzin naszej gospodarki narodowej.

Z treści książki wynika niezbicie, że stosowanie zasad normalizacji i posługiwanie się już opracowanymi przez *PKN* gotowymi normami — to dla nas poprostu palący nakaz u wrót realizacji *Planu 6-letniego.*

S. W.

Nowe normy i projekty norm

W zeszycie lipcowym „Wiadomości PKN" zostały opublikowane nast. projekty norm z dziedziny lotnictwa:

PN/L — 36001	Napęd obrotomierza. Końcówka.
PN/L — 36002	Kołnierze rozruszników.
PN/L — 36003	Obsady do zamocowania rozruszników.
PN/L — 36004	Końcówki rozruchowe silnika i rozrusznika. Zakończenie kłowe.
PN/L — 74100	Opaski do oznaczania przewodów.
PN/L — 76010	Gniazda świec lotniczych.
PN/L — 95000	Wałki giętkie napędu obrotomierza.

Uwagi lub sprzeciwy do powyższych projektów należy przesyłać do dnia 1.X.1950 r. pod adresem: Polski Komitet Normalizacyjny, Warszawa, Nowy Świat 1.

TECHNIKA LOTNICZA — Kwartalnik Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych (Koło Lotnicze SIMP)
wydawany nakładem NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ
Redaguje Komitet Redakcyjny Redaktor Naczelny — inż. Jan Paczoski
Redaktorzy działowi — inż. Stanisław Madeyski, inż. Jerzy Pindera, inż. Jan Staszek
Adres Redakcji: Warszawa 1, Nowowiejska 24.
Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i czwartki godz. 17.30—18.30.
Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 8-95-10 do 16.
KONTO PKO I-8100.
Cena pojedyńczego zeszytu 200 zł. Prenumerata roczna 800 zł. półroczna 400 zł.
Organizacjom młodzieży uczącej się przysługuje zniżka 50% przy prenumeracie zbiorowej od 10 egz. wzwyż.
Prenumeraty za granicą: $4 wzgl. £1.

Druk. L.S.W. Nr 2 — Warszawa, ul. Skolimowska 5. Zam. 588 z dnia 21.VII.50. B-127269

Dokończenie okólnika NOT ze strony 2-ej

3. Do każdego wysłanego egzemplarza „Przeglądu Technicznego“ dołączona będzie karta zamówienia.

   Każdy członek Stowarzyszenia obowiązany jest w przeciągu tygodnia od daty otrzymania karty zamówienia zwrócić ją wypełnioną do Działu Czasopism Technicznych NOT, podając wysokość deklarowanej składki prasowej, wynikającej z zamówionych czasopism.

4. Składką prasową objęte są narazie tylko czasopisma techniczne NOT. Odnośnie czasopism technicznych, wydawanych przez PWT i Wyd. Komunikacyjne, nastąpi oddzielne zawiadomienie.

5. Wszystkie czasopisma NOT podzielone zostały na następujące grupy:

   gr. „A“

   1. *Przegląd Mechaniczny*
   2. *Przegląd Spawalnictwa*
   3. *Technika Lotnicza*
   4. *Przegląd Elektrotechniczny*
   5. *Przegląd Telekomunikacyjny*
   6. *Inżynieria i Budownictwo*
   7. *Przegląd Geodezyjny*
   8. *Przemysł Chemiczny*
   9. *Przegląd Papierniczy*
   10. *Gospodarka Wodna*
   11. *Technika Morza i Wybrzeża*
   12. *Przemysł Rolny i Spożywczy*

   gr. „B“

   1. *Mechanik*
   2. *Energetyka*
   3. *Przegląd Budowlany*
   4. *Gaz, Woda i Technika Sanitarna*
   5. *Przemysł Drzewny*
   6. *Gazeta Cukrownicza*
   7. *Materiały Budowlane*
   8. *Szkło i Ceramika*

   gr. „C“

   1. *Wiadomości Elektrotechniczne*
   2. *Wiadomości Telekomunikacyjne*
   3. *Papiernik.*

6. Prenumerata ulgowa czasopism technicznych NOT w ramach uchwalonej przez Radę Główną NOT składki prasowej obowiązuje od 1 lipca b. r. W związku z tym począwszy od tego terminu Stowarzyszenia nie będą inkasowały składki prasowej od swych członków.

7. Składkę prasow każdy członek Stowarzyszenia powinien wpłacać najmniej za kwartał do *P. K. O.* na *konto I-16598 „Prenumerata ulgowa czasopism technicznych N. O. T.“* przy jednoczesnym zadeklarowaniu w karcie zapotrzebowania wysokości jej wynikającej z zamówionych czasopism.

8. Wysokość składki prasowej uzależniona jest od zadeklarowanej ilości i grupy czasopisma.

   Przykład:

   a. przy prenumeracie Przeglądu Technicznego składka prasowa wynosi *zł. 50* miesięcznie,

   b. przy prenumeracie jednego czasopisma branżowego grupy *A* lub *B* składka prasowa wynosi miesięcznie *zł. 100,*

   c. przy prenumeracie jednego czasopisma branżowego grupy *A* lub *B* i *Przeglądu Technicznego* składka prasowa wynosi miesięcznie *zł. 150,*

   d. przy prenumeracie jenego czasopisma branżowego grupy *C* składka prasowa wynosi miesięcznie *zł. 50,*

   e. przy prenumeracie jednego czasopisma branżowego grupy *C* i *Przeglądu Technicznego* składka prasowa wynosi miesięcznie *zł. 100.*

9. Każdy członek otrzymuje okazowy zeszyt Przeglądu Technicznego, do którego dołączona będzie karta zapotrzebowania. Kartę każdy członek Stowarzyszenia powinien dokładnie wypełnić wskazując nazwę czasopisma, które w ramach składki prasowej będzie otrzymywał. Wysyłka okazowych zeszytów Przeglądu Technicznego za mies. lipiec i sierpień rozpocznie się w b. miesiącu, dalsze zeszyty wysyłane będą w miarę ich ukazywania się.

10. W wypadku gdyby składka prasowa za mies. lipiec została przez członka wpłacona do Stowarzyszenia, Stowarzyszenie obowiązane jest wpłacić ją do *P. K. O.* na *konto I-16598 Prenumerata ulgowa czasopism technicznych N. O. T.*, przesyłając jednocześnie do działu czasopism technicznych N. O. T. wykaz imienny członków, którzy składkę wpłacili.

11. W wypadku gdy wpłacona już do Stowarzyszenia składka prasowa za miesiąc lipiec i następne miesiące jest niższa od zadeklarowanej w karcie zapotrzebowania, różnicę powinien członek Stowarzyszenia wpłacić do P. K. O. na wyżej podane konto.

12. W wypadku gdy składka prasowa wpłacona przez członka do Stowarzyszenia lub do P. K. O. jest większa od zadeklarowanej w karcie zapotrzebowania, wówczas różnica będzie zaliczona na poczet prenumeraty następnych miesięcy.

13. W wypadku gdy członek Stowarzyszenia za wpłaconą już do Stowarzyszenia składkę prasową za miesiąc lipiec r. b. otrzymał pismo branżowe, powinien o tym nadmienić w karcie zapotrzebowania dołączonej do okazowego zeszytu Przeglądu Technicznego.

UWAGA: W porozumieniu z NOT cena „Techniki Lotniczej“ nie ulega w 1950 r. zmianie. W związku z tym p. 8b nie dotyczy „Techniki Lotniczej„

Czasopisma Techniczne NOT

Tytuł czasopisma	Prenumerata		Nr. konta P.K.O.
	kwartalna	roczna	
Przegląd Techniczny	450.–	1.800.–	I–8503/113
Horyzonty Techniki	250.–	1.000.–	I–7417/112
Mechanik	400.–	1.600.–	I–624
Przegląd Mechaniczny	600.–	2.400.–	I–4665
Przegląd Spawalnictwa	250.–	1.000.–	I–9437
Technika Lotnicza	150.–	600.–	I–8100
Przegląd Elektrotechniczny	300.–	1.200.–	I–4242/113
Wiadomości Elektrotechniczne	180.–	720.–	I–4242/113
Energetyka	450.–	1.800.–	I–15593
Przegląd Telekomunikacyjny	300.–	1.200.–	I–4430
Wiadomości Telekomunikacyjne . . .	150.–	600.–	I–4430
Przegląd Budowlany	675.–	2.700.–	I–1022/110
Inżynieria i Budownictwo	1000.–	3.500.–	I–1505/110
Przegląd Geodezyjny	360.–	1.440.–	I–130/110
Przemysł Chemiczny	500.–	2.000.–	I–4680/112
Przegląd Papierniczy	360.–	1.440.–	I–15595
Papiernik	150.–	600.–	I–15595
Gospodarka Wodna	300.–	1.200.–	I–1960/113
Gaz, Woda i Technika Sanitarna . . .	400.–	1.600.–	I–1133/113
Technika Morza i Wybrzeża	600.–	2.400.–	XI–5508/112
Przemysł Rolny i Spożywczy	250.–	1.000.–	I–4629/113
Gazeta Cukrownicza	600.–	2.400.–	I–1544
Przemysł Drzewny	400.–	1.200.–	I–16205
Szkło i Ceramika	450.–	1.800.–	VII–731/114
Materiały Budowlane	400.–	1.500.–	I–8211